

TECHNIKA LOTNICZA

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

Nr 6 CZERWIEC 1939 Rok VII


Sprawność i bezpieczeństwo w powietrzu wymagają dobrych smarów. Polskie Linie Lotnicze „LOT" i największe towarzystwa komunikacji lotniczej jak, „Imperial Airways", „Air France", „K. L. M." etc. stosują
oleje
AEROSHELL
MOTOR OILS

D/H A. ROBOWSKI
Sc-y L. ROBOWSKA i S-ka
w Warszawie, ul. Złota 3, tel. 662-94



Kombinezony lotnicze

Ubrania szoferskie, robotnicze

Peleryny brezentowe i gumowane

Płaszcze - fartuchy:
biurowe, lekarskie, sklepowe, gospodarskie i szkolne

Hurt i detal

SPÓŁKA WYTWÓRCZA
POLSKICH RYMARZY I SIODLARZY
Fabryka: Warszawa, Grochów, ul. Kamionkowska 51
(róg Terespolskiej) tel. 10-04-05 i 10-05-16

SIODŁA, UPRZĄŻ, KUFRY, WALIZY, TORBY, PRZYBORY MYŚLIWSKIE, PODRÓŻNE, SPORTOWE, GALANTERIA

Sklepy własne: Warszawa ul. Ś-to Krzyska 15 tel. 634-02
Poznań, ul. Podgórna 14

Rok złoż. 1844
ALFRED IMROTH
Farby, lakiery, akcesoria malarskie, pokosty terpentyn. itd.
Farbę przeciwogniową i impregnaty specjalne.

Dostawy dla instytucji Państwowych i Komunal.

N.-ŚWIAT 16 Tel. 6-36-22 — Warszawa — TARGOWA 14 Tel. 10-03-96

Drzewo budowlane i stolarskie
POSADZKA dębowa, DYKTY
WAPNO — CEMENT

JÓZEF MACIEJEWSKI
składy:
Targowa 1, telefon 10-01-01
Radzymińska 69, telefon 10-01-80

Amortyzatory
elastyczne

do instrumentów precyzyjnych podlegających wstrząsom w samolotach lub pojazdach mech.

Patent 7177

Fabryka Wyr. Gumowych
„INDOGUM"
Warszawa Srebrna 16

WYTWÓRNIA RADIOTECHNICZNA
AVA
SP. Z OGR. ODP.
WARSZAWA 36
UL. STĘPIŃSKA 25
TEL. 8-10-46 i 9-10-34

Krótkofalowe radiostacje nadawczo-odbiorcze, odbiorniki i urządzenia radiowe do celów technicznych sprzęt nadawczy itp.

DZIAŁ OSCYLATORÓW I REZONATORÓW PIEZOELEKTRYCZNYCH



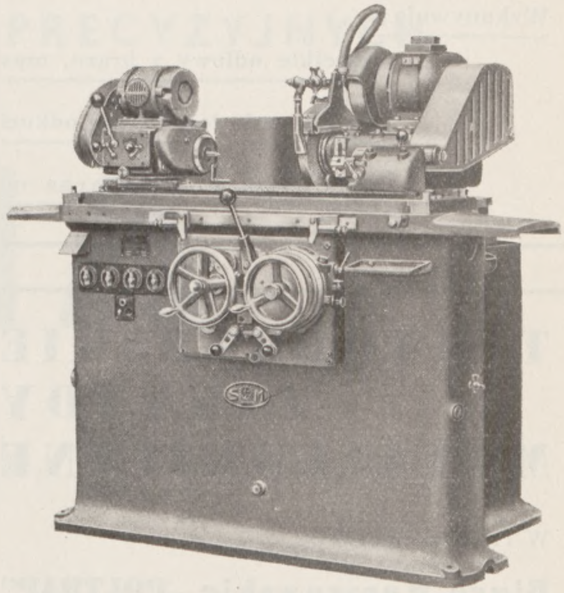
Nowoczesne Parowe Zakłady Wulkanizacyjne
»GWARANCJA«
wł. Fr. Kościanek
Warszawa,
ul. Książęca 19,
telefon 9-31-64

Posiadamy stale na składzie opony i dętki samochodowe i motocyklowe mało używane, do samochodów i do wozów konnych różnych rozmiarów tanio.

Kupujemy stare opony i dętki.
Płacimy najwyższe ceny

ZAKŁADY MECHANICZNE „SIGMA" Sp. z ogr. odp.
Warszawa, ul. Dzielna 72. Tel. 12-21-09

Aparaty filtracyjne do olejów systemu „Stream-Line Filters" według angielskiej licencji
Wyroby metalowe toczone i tłoczone



Uniwersalna szlifierka do okrągłego szlifowania. Typ 1.SM



PRZYRZĄDY LOTNICZE POKŁADOWE

G. GERLACH

WARSZAWA TAMKA 40

GAŚNICE

POLSKI KNOCK-OUT SP. Z O. O.
WARSZAWA TRĘBACKA 13

MOTOLUX

WYTWÓRNIA AKCESORII SAMOCHODOWO-LOTNICZYCH

ZACZEPY, PRZEŁĄCZNIKI ZAPŁONU, FILTRY BENZYNOWE, KURKI OLEJOWE i BENZYNOWE

Biuro i Warsztaty:
Grabów, telefon Podmiejska 2 Pyry 14

WYTWÓRNIA INSTRUMENTÓW PRECYZYJNYCH

Sp. z o. o.

WARSZAWA, ul. Brukowa 25

telefony 10-40-39 i 10-40-38

Instrumenty pomiarowe zegarowe dla lotnictwa i przemysłu samochodowego.

Elementy i armatura do przewodów benzynowych wałków giętkich.

Dr E. PAULIN

Sp. z ogr. odp.

WARSZAWA, HOŻA 57

dostarcza z ramienia reprezentowanych fabryk francuskich i angielskich

RHODOID — masę plastyczną niepalną na szyby do płatowców

SUROWCE DO LAKIERÓW LOTNICZYCH (Acetylocelulozę, Rozpuszczalniki ciężkie Plastyfikatory)

WYWOŁYWACZE FOTOGRAFICZNE (Hydrochinon, Rhodol, Glyconyol)

APARATURĘ LABORATORYJNA Z PLATYNY I JEJ STOPÓW

AVIA-CELLON

Fabryka lakierów, farb i emalii

Sp. z o. o.

WARSZAWA, ul. SYRENY 4
Telefon 268-94, 344-94

Dostarcza w/g War. Techn. I.T.L.

Lakiery i emalie nitrocelulozowe na płótno i dural

Lakiery acetocelulozowe

Emalie lotnicze do okuć

Rozpuszczalniki

— Zmywacze —

TECHNIKA LOTNICZA

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

WYDAWANY Z POPARCIEM ZRZESZENIA POLSKICH PRZEMYSŁOWCÓW LOTNICZYCH

WARSZAWA CZERWIEC 1939 r. Nr 6

Redaktor Naczelny i Działu Silnikowego: Inż. JAN TUSZYŃSKI. — Redaktor Działu Płatowcowego: Inż. STANISŁAW PIĄTKOWSKI

PRZEDPŁATA (z przesyłką): w kraju kwartalnie zł 3.50 (dla studiujących zł 2.40), rocznie zł 14.00 (9.60), za granicą zł 20.00. Cena niniejszego numeru specjalnego zł 2.50. Wpłaty należy dokonywać na konto PKO Nr 28.358 lub pocztowymi przekazami rozrachunkowymi wolnymi od opłat pocztowych.— Nr rozrachunku 283.

Wydawca: Inż. STANISŁAW PĘDZICH.

REDAKCJA i ADMINISTRACJA: **ul. Filtrowa 83 m. 30, tel. 705-13, godziny przyjęć: administracja codziennie godz. 10—15; redaktorzy poniedziałki i czwartki 18 — 19.**

SPIS RZECZY:


'MINIX'
RAGOSINE OIL
CO-LTD
LONDON
ŚWIATOWEJ SŁAWY
ODPOWIADAJĄ WYMOGOM PRZEPISÓW I.T.L.
OLEJE LOTNICZE
SAMOCHODOWE i
PRZEMYSŁOWE
GENERALNY REPREZENTANT NA POLSKĘ i W.M. GDAŃSK
ZAKŁADY CHEMICZNE
STANISŁAW BORKIEWICZ i S-ka
WARSZAWA, RADZYMIŃSKA 118

Rola i warunki rozwoju żeglugi powietrznej

Inż. Leopold Kwaśniak

WSTĘP

Wśród elementów materialnych, które w przebiegu historii wywierały zasadniczy wpływ na bieg rozwoju cywilizacji, doniosłą rolę odgrywa komunikacja. Technika komunikacyjna i technika przekazywania wiadomości wyciska swe piętno na obliczu cywilizacji danej epoki i wpływa na kształtowanie się stosunków gospodarczych, politycznych i kulturalnych.

Ten aspekt dziejów ludzkości znalazł należne wyróżnienie u współczesnych historyków i dostarczył też obfitego i pasjonującego materiału literaturze pięknej. Można go poprzeć szeregiem kapitalnych przykładów na przestrzeni całej historii i stanowi on jedno z kryteriów podziału dziejów.

Od zarania swego rozwoju poszczególne ogniska cywilizacji pozostają przez długie wieki w zupełnej prawie izolacji, a ich wzajemne oddziaływanie ideowe i kulturalne oraz wpływy gospodarcze i polityczne rozwijają się w miarę powolnego doskonalenia środków komunikacji lądowej i żeglugi morskiej, która przez długie wieki ogranicza się do opanowania mórz zamkniętych i żeglugi przybrzeżnej.

Podejmowane przez Egipt w okresach przewagi organizacyjnej i militarnej wyprawy na Assyrię i odwrotnie stanowiły tylko krótkotrwałe podboje, których umocnieniu nie podołały ówczesne środki komunikacji lądowej. Rozsiane wkrąg Morza Śródziemnego liczne osady Greków przy swej żywotności, mimo dużego zróżnicowania plemiennego, dzięki ożywionej żegludze morskiej pielęgnowały przez szereg wieków wysoko rozwiniętą wspólność obyczaju, języka i kultury.

Geniusz organizacyjny i militarny Rzymian oparł swe podboje głównie na sieci wspaniałych dróg bitych, a rozwój gospodarczy i konsolidację imperium na żegludze morskiej w obrębie basenu śródziemnego. Ta technika komunikacyjna decydowała jednak o granicach obszaru i o strukturze ówczesnego imperium, w którym zarządcy odległych prowincyj i wodzowie wypraw korzystali z szerokich pełnomocnictw i autonomii. Także w decydującym stopniu regulowała ona tempo penetracji gospodarczej i kulturalnej. Kilkanaście następnych wieków nie wniosło nic nowego do techniki komunikacji lądowej i pospieszna podróż Napoleona rozstawnymi końmi spod Wilna do Paryża odbywała się w tym samym tempie, co podróż Cezara z Galii do Rzymu.

Wynalazek kompasu i śmiałe idee, zrodzone z geniuszu żywotnych i zdobywczych plemion, otwarły przed ludzkością nieznane dotąd oceany i lądy, a ograniczone do tego czasu możliwościami komunikacyjnymi zasięgi kontaktów i procesów cywilizacyjnych poczęły obejmować całą kulę ziemską. Dzięki maszynie parowej dokonał się dalszy doniosły postęp w żegludze oceanicznej, której dzisiejsze wielkie imperia morskie i kolonialne: Wielka Brytania, Francja, Holandia, Portugalia, Stany Zjednoczone zawdzięczają zdobycie i ugruntowanie swych potęg.

W XIX-tym wieku obserwujemy powstanie i rozwój nowego lądowego środka komunikacji: kolei żelaznej. Spełniła ona rolę podstawowego czynnika w procesie konsolidacji i szybkiego rozwoju ekonomicznego Stanów Zjednoczonych; na niej też przedwojenne Niemcy obok rozwoju gospodarczego opierały swą potęgę militarną. Rzadka sieć kolei, pierwotny stan dróg i wód śródlądowych, oraz skromny stan posiadania w dziedzinie żeglugi morskiej stanowią do dziś jeden z głównych hamulców rozwoju gospodarczego Rosji i Chin.

Zwłaszcza interesującym jest przytoczony tu przykład Stanów Zjednoczonych. Przez pierwsze 200 lat, czyli do roku około 1800 osadnictwo dotarło od Atlantyku do rzeki Missouri, czyli do połowy kontynentu. Przyspieszenie tego pochodu następuje z chwilą pojawienia się około r. 1810 na wielkich rzekach statków parowych. Natomiast gwałtowne wprost ożywienie następuje od chwili założenia około r. 1830 pierwszych szlaków kolejowych i następnie uruchomienia oceanicznej żeglugi parowej z Europą. Wielkie przestrzenie tego kontynentu, który w kierunku Wsch-Zach. mierzy około 4.000 km, ukształtowanie fizyczne terenu i olbrzymie przeszkody naturalne, biegnące w kierunku Pn-Pd, ogromne różnice klimatyczne, jak wreszcie różnorodne pochodzenie osadniczego żywiołu, wszystko to przy powolnym procesie osadniczym sprzyjało utworzeniu się wielu odrębnych organizmów społecznych. Kolej żelazna i telegraf wpłynęły w decydującym stopniu na konsolidację Stanów, wyrównanie różnic plemiennych i utworzenie jednego wielkiego, kwitnącego państwa.

◆

Uznając za najbardziej uniwersalną podstawę rozwoju komunikacji jej rolę gospodarczą, przeprowadzimy rozumowanie, które pozwoli nam uzmysłowić pobudki i skutki rozbudowy sieci komunikacyjnej.

Podstawą dobrobytu, obok eksploatacji dóbr naturalnych i przemysłu jest handel. Jednym zaś z zasadniczych warunków niezależności politycznej jest niezależność gospodarcza. W zakresie handlu zagranicznego warunek ten wyraża się swobodą wyboru kierunków wymiany i rodzaju artykułów, stanowią-

cych przedmiot handlu. Np. jedną z najważniejszych przyczyn powolności wobec Niemiec w sprawach politycznych niektórych państw południowej i środkowej Europy, jest ich wysoka zależność ekonomiczna, wyrażająca się w tym, że w ich obrotach zagranicznych 40 — 60% stanowi handel z Rzeszą Niemiecką.

Na pełnię niezależności handlu składają się elastyczność i swoboda wyboru oraz pobudki czysto gospodarcze, jak rentowność handlu i unikanie pośrednictwa. Przy dzisiejszym stanie techniki i przemysłu prowadzi to do handlu z całym światem, a więc głównie morskiego i wymaga własnego stanu posiadania w dziedzinie morskich środków przewozowych: flota i porty. Te bowiem, jeżeli będą uzależnione od obcej dyspozycji mogą za pomocą taryf i innych środków paraliżować wszelkie poczynania handlowe, stwarzające konkurencję dla ich macierzystego handlu.

Jak dalece rozwój wymian między poszczególnymi, zwłaszcza odległymi ośrodkami gospodarczymi uzależniony jest od techniki komunikacyjnej, niech posłuży przykład, że w ciągu ostatnich 70 lat koszt przewozu tony zboża z Ameryki Północnej do Anglii spadł do 1/5, a stawka za jedną tonę frachtu z Marsylii do Chin do 1/10. To potanienie transportów morskich wpłynęło decydująco na gwałtowny rozwój handlu światowego, którego obroty od połowy ubiegłego stulecia do naszych czasów wzrosły przeszło 15-krotnie. Równolegle wzrastał też światowy tonaż handlowy; wynosi on obecnie 66 mil. t. br., podczas kiedy około r. 1900 istniało tylko 40% tonażu dzisiejszego.

Przechodząc do ilustracji tezy, że handel zamorski wymaga środków przewozowych własnych — przypomnijmy, iż brak floty handlowej opóźnił nam pozyskanie rynków bałtyckich i śródziemnomorskich dla węgla i hamował wykorzystanie koniunktury w okresie strajków angielskich. W ostatnich zaś latach, dzięki własnej flocie handlowej rozwinęliśmy szereg bezpośrednich kontaktów handlowych z Afryką Południową oraz doznaliśmy ułatwienia we wprowadzeniu produktów mięsnych na rynek Stanów Zjednoczonych. Państwa Południowej Ameryki nie posiadają wcale lub mają bardzo niewielką flotę morską i dlatego gros ich handlu zamorskiego jest w obcych rękach. Natomiast część floty greckiej utrzymuje się nawet z przewozów przybrzeżnych na wodach południowo - amerykańskich.

Organizm gospodarczy posiada samodzielną i kompletną strukturę, jeżeli także swe funkcje i potrzeby w zakresie handlu zagranicznego spełnia sam. Jest to jednak dopiero minimum konieczne, niejako pierwszy stopień sprawności handlowej. Podobnie jednak jak wyższym stopniem uprzemysłowienia będzie przetwarzanie obcych surowców na obce potrzeby, tak i wyższym stopniem sprawności handlowej jest pośredniczenie między różnymi obcymi organizmami gospodarczymi. Pośrednictwo handlowe daje dodatkowy dorobek poza organicznymi granicami zaspakajania potrzeb handlowych własnego gospodarstwa. Ta zaś dziedzina handlu pozostaje jeszcze w ściślejszej zależności od stanu posiadania i dyspozycji w zakresie światowych środków przewozowych.

Tab. 1. Relacje komunikacyjne i gospodarcze pomiędzy ważniejszymi strefami cywilizacyjnymi.[1])

Rodzaj połączeń i przewozów	Szlaki i strefy	Średnia odległość km	Obroty handlu zagran. r. 1937 w miljr. zł
1. Bezpośrednie dalekodystansowe	Europa-Ameryka Pn	7000	12,7
	Europa-Ameryka Pd	12000	10,2
	Ameryka Pn-Azja	12000	5,7 [2])
2. Bezpośrednie dalekodystansowe i lokalne	Europa-Afryka Pd	9000	10,2
	Europa-Australia	16000	14,0 [3])
	Europa-Dal. Wschód	9000	3,8
	Ameryka Pn-Am. Pd	8000	2,8
3. Bezpośrednie średniodystansowe i lokalne	Europa-Bl. Wschód	4000	2,1
4. Lokalne	Europa	1000	49,0 [4])
	U.S.A.	3000	25,0 [4])

Za klasyczny przykład niech posłuży flota Wielkiej Brytanii. Przewozi ona 40% towarów światowego handlu morskiego, podczas kiedy na udział własny Wielkiej Brytanii w handlu światowym przypada około 12%.

◆

Komunikacja światowa, a więc przede wszystkim żegluga morska zyskuje dziś walną pomoc w żegludze powietrznej.

Okres rozwoju lotniczej techniki komunikacyjnej liczy lat dwadzieścia. W ciągu tego czasu powstały dwa zagęszczone systemy sieci kontynentalnych w Europie i Stanach Zjednoczonych AP. W ostatnich dziesięciu latach lotnictwo wkroczyło na wielkie szlaki, na których spełnia zadanie komunikacyjne w skali światowej. Ten okres doświadczeń eksploatacyjnych i dalszy postęp techniki stawia je dziś u progu rozbudowy integralnej sieci światowej. Niesłychanie szybki rozwój żeglugi powietrznej ostatnich lat 10-ciu dokonał się pomimo kryzysu gospodarczego. Handlowa flota powietrzna liczy dziś przeszło 2000 samolotów i 550.000 km sieci, a w ubiegłym roku jednostki komunikacyjne przebyły ponad 350 milionów km, przewożąc około 3 milionów pasażerów, 25.000 ton poczty i 60.000 ton frachtu.

Zadaniem komunikacyjnym żeglugi powietrznej będzie przewóz poczty, pasażerów i wysokowartościowego frachtu, w tym w pierwszym rzędzie prób i wzorów towarów, czyli przejęcie i skrócenie czasu podstawowych kontaktów gospodarczych, poprzedzających tranzakcję i dostawę. Lotnictwo skraca do 1/5 — 1/6 dotychczasowy czas podróży i staje się dla tych zadań najdoskonalszym środkiem ze wszystkich dzisiejszych środków lokomocji. Pozwala ono przenosić się z jednej części świata do drugiej w czasie, który dotychczas zużywano na podróż z jednego do

[1]) w-g C. Piratha.
[2]) tylko U. S. A.
[3]) plus N. Zelandia.
[4]) cały handel zagr.



Produkty INTAVA prowadzi w Polsce:

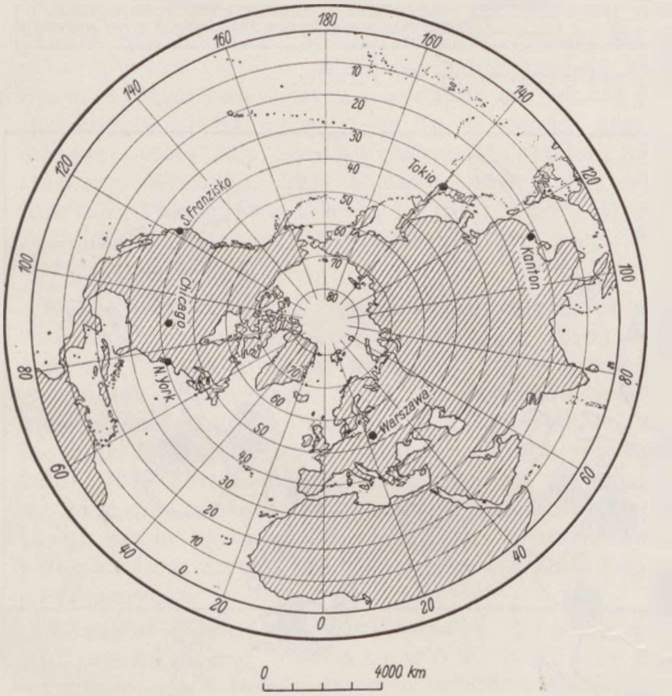
VACUUM OIL COMPANY S. A.

Warszawa, Piusa XI nr. 10. Tel. 556-00.

drugiego krańca Europy. Odległości przewozów bezpośrednich między poszczególnymi częściami świata wynoszą 7 do 15 tysięcy km.

Tak określone zadania żeglugi powietrznej wyznaczają też w sposób wyraźny jej istotną rolę. Na ogół komunikacja powietrzna nie może być środkiem jedynym, tym nie mniej na dużych odległościach, a zwłaszcza na morzu staje się ona warunkiem koniecznym umocnienia stanu posiadania i rozwoju handlowych stosunków zamorskich. Istnieją jednak sytuacje w strefach pozbawionych prawie zupełnie innych urządzeń komunikacyjnych, gdzie lotnictwo może z powodzeniem spełnić wszystkie zadania.

W artykule niniejszym poświęcimy zatem uwagę komunikacji powietrznej na dużych odległościach, czyli na szlakach światowych. Znaczenie i zadania komunikacji lotniczej są bowiem na średnich i krótkich odległościach znacznie skromniejsze. Mamy tu na myśli wysoko ucywilizowane strefy kontynentalne i baseny śródziemno - morskie np. Europa, St. Zjednoczone, Morze Śródziemne, Bałtyk, wyposażone w tak wielką ilość innych nowoczesnych środków komunikacji, że samolot nie daje tu tak dużego przyspieszenia i nie posiada tej dominującej przewagi nad innymi środkami lokomocji, co na długodystansowych szlakach światowych.



Rys. 1. Półkula północna.

Sięgając w dalszą przyszłość możemy spodziewać się, że żegluga powietrzna przekształci dzisiejszy obraz świata. Dotychczasowe środki lokomocji związane są z powierzchnią ziemi i mają do czynienia w przybliżeniu z płaszczyzną; ich intensywny ruch przebiega w przybliżeniu wzdłuż równoleżników w granicach między 50° szerokości północnej i 30' południowej. Już w tych granicach, dalekodystansowa morska żegluga powietrzna, dzięki swemu charakterowi przestrzennemu, jest w stanie wyzyskać w pełni kształt sferyczny świata. Przyczyni się do tego w dużym stopniu już przeniesienie żeglugi powietrznej do wysokości substratosferycznych. Najkrótsze przeprowadzenie szlaków, łączących odległe centra kuli ziemskiej wymaga wyzyskania przestrzeni polarnych, zwłaszcza północnych. Możliwości tej dowiodły loty pionierskie i badawcze, które spełniły podobną rolę, jak zapoczątkowane przed kilkunastu laty przeloty nad oceanami. Praktyczne wykorzystanie tych tras poprzedzić muszą wielostronne badania i studia.

Tab. 2. Porównanie długości niektórych linii przeprowadzonych według tras odpowiadających dzisiejszemu stanowi techniki lotniczej z drogami wiodącymi przez okolice polarne.

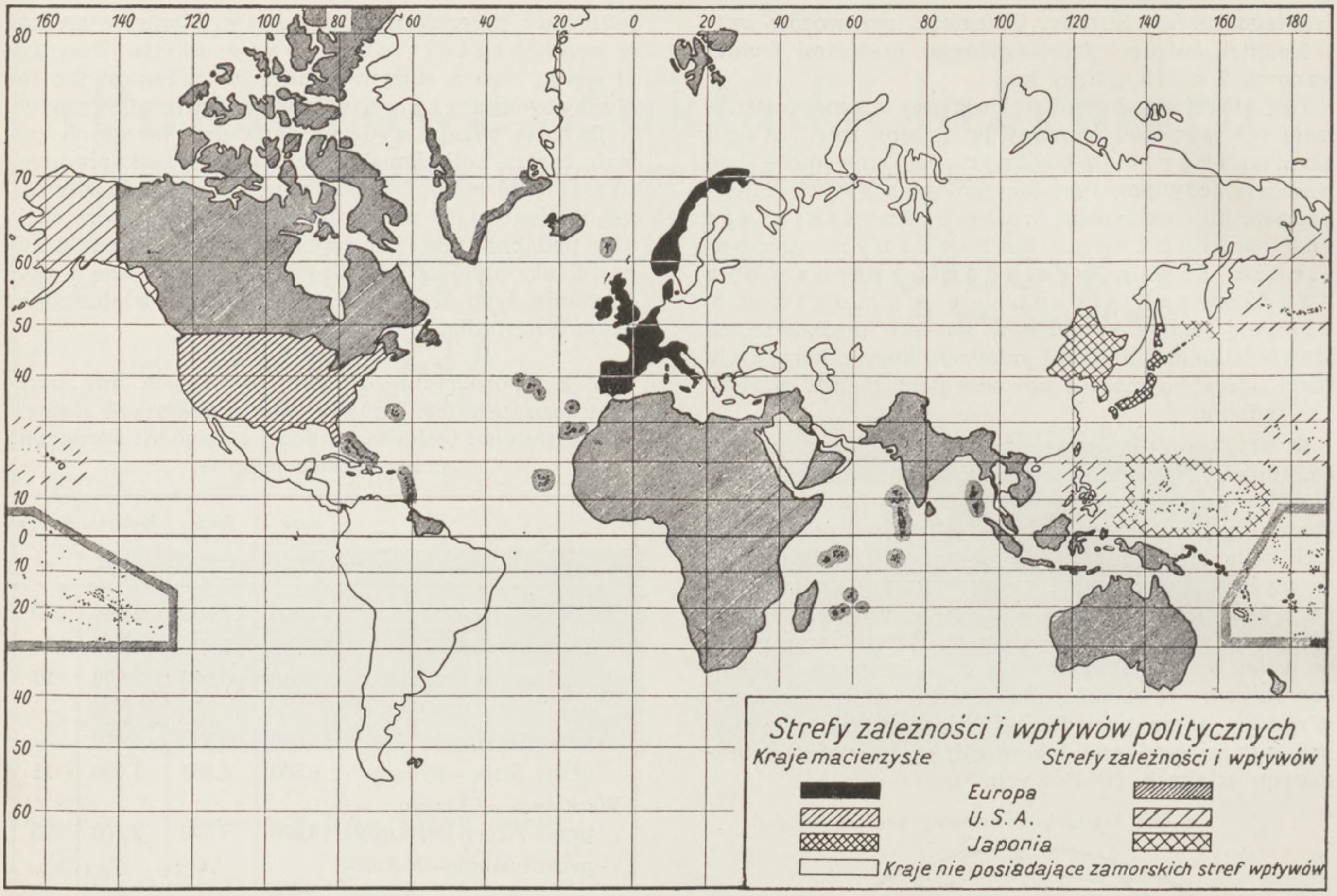
Linia	trasa dzisiejsza km	droga polarna km	Skrócenie drogi o	
			km	%
N.York — Kanton	18.500	13.000	5.500	30
N.York — Tokio	15.500	11.000	4.500	29
Warszawa—S.Francisko	13.000	9.500	3.500	27
Warszawa — Tokio				
przez Bl.Wschód-Ind.e	13.500	8.500	5.000	37
przez Rosję—Syberię	9.500	8.500	1.000	11
Warszawa — Chicago				
przez Azory-Bermudy	10.000	7.500	2.500	25
przez Irlandię—N.Funlandię	8 500	7.500	1.000	12

Wobec tak zakreślonej roli, komunikacja powietrzna staje się doniosłym instrumentem celowego kształtowania stosunków gospodarczych, kulturalnych i politycznych. Jej rozbudowa i wysokość środków dysponowanych na te cele nie ma na widoku jedynie doraźnych i bezpośrednich korzyści w postaci dochodów z przewozów. T-wo komunikacji powietrznej może przynosić deficyt, który podobnie, jak to do dziś jest szeroko stosowane w żegludze morskiej jest pokrywany subwencją. Natomiast społeczność, ponosząca te wydatki doznaje dzięki ułatwieniu podstawowych kontaktów wielu pośrednich korzyści. Intensywność rozbudowy komunikacji powietrznej jest dziś miarą żywotności i woli społeczeństw, umocnienia oraz przekształcenia światowych stosunków według swych planów i celów. Autor niemiecki W. Phal mówi: „Drogi powietrzne są drogami energii, świadomości i woli politycznej narodu".

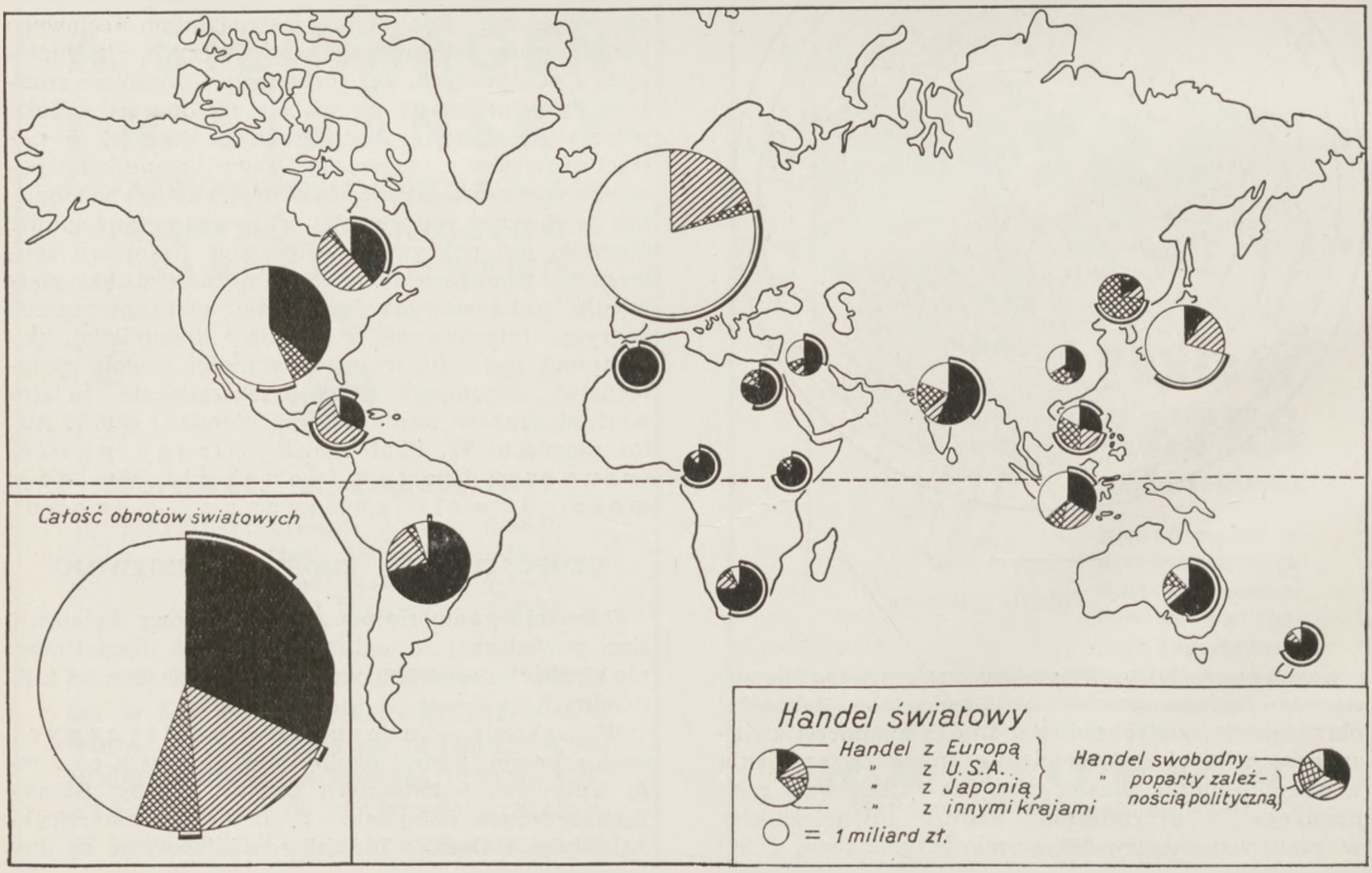
GEOPOLITYCZNE PODSTAWY ROZWOJU

O kształtowaniu się pobudek rozbudowy światowej sieci powietrznej zorientować nas może ukształtowanie stref interesów politycznych, gospodarczych i kulturalnych.

W zakresie interesów politycznych można przeprowadzić ogólny podział świata na strefę wpływów: kolonialnych państw Europy, Stanów Zjednoczonych i Japonii. O ile na terenie Afryki, Atlantyku i Oceanu Indyjskiego interesy te są dość wyraźnie rozgraniczone, to krzyżują się one na Pacyfiku, gdzie poważne zagrożenie dla posiadłości eu-



Rys. 2. Strefy zależności i wpływów politycznych wg C. Piratha.



Rys. 3. Charakterystyka polityczna handlu światowego wg C. Piratha.

ropejskich, a w pierwszym rzędzie dla Wielkiej Brytanii i U.S.A., stanowią ambicje polityczne Japonii, której akcję ułatwia bliskie położenie. Tam też oba imperia wyrównują swój handicap odległości intensywną rozbudową sieci lotniczej. W tym względzie Japonia wykazywała do niedawna duże zaniedbanie, które miało zapewne swą główną przyczynę w ześrodkowaniu wysiłków na podbojach kontynentalnych.

W obrębie strefy określonej ogólnie, jako orbita wpływów politycznych Europy wszystkie państwa kolonialne umacniają swój stan posiadania i wpływów przez stałą rozbudowę połączeń lotniczych. W akcji tej przoduje Wielka Brytania, po czym wymienić należy Francję, Holandię, Italię i Belgię. W strefie tej terenem wyraźnego skrzyżowania ambicyj politycznych jest Bliski Wschód.

Tu też obserwujemy skoncentrowaną penetrację lotniczą, w której uczestniczą obok Wielkiej Brytanii i Francji, także Italia i Niemcy. Szczególnie, jeśli chodzi o rozbudowę sieci niemieckiej: Bliski Wschód, Chiny, Ameryka Południowa i Atlantyk za główną pobudkę rozwoju należy uznać przede wszystkim kryteria polityczne.

Dla właściwej oceny stref interesów gospodarczych należy rozważyć strukturę i kierunki handlu światowego. Z ogólnego obrotu światowego 15% przypada na wymianę miedzy krajami macierzystymi a terytoriami, pozostającymi od nich w zależności politycznej. Odsetek ten wynosi dla handlu zagranicznego U.S.A. — 10%, Japonii 33%, a Europy 40%. Wpływ zależności politycznej na kierunek wymian handlowych uwydatnia się jeszcze jaskrawiej, jeżeli zauważymy, że np. w handlu zagranicznym około 20% obrotów Wysp Malajskich, 25% Bliskiego Wschodu, 30% Kanady, 45% Indyj, 50% Australii, Południowej Afryki i Egiptu, a 95% Afryki Zachodniej i Północnej stanowi handel z krajami macierzystymi.

Także więc w sferze interesów gospodarczych dla rozbudowy sieci lotniczej, miarodajne będą dla państw Europy te same kierunki, jakie wynikają z pobudek politycznych. Należy tu wymienić jeszcze dwie ważne relacje między U.S.A. i Ameryką Południową a Europą, których obroty z Europą wynoszą 35% i 70%. Jest to handel swobodny, nie skrępowany żadnymi zależnościami politycznymi, obie strony są tu zatem wysoce zainteresowane w rozbudowie połączeń lotniczych na Atlantyku Południowym i Północnym.

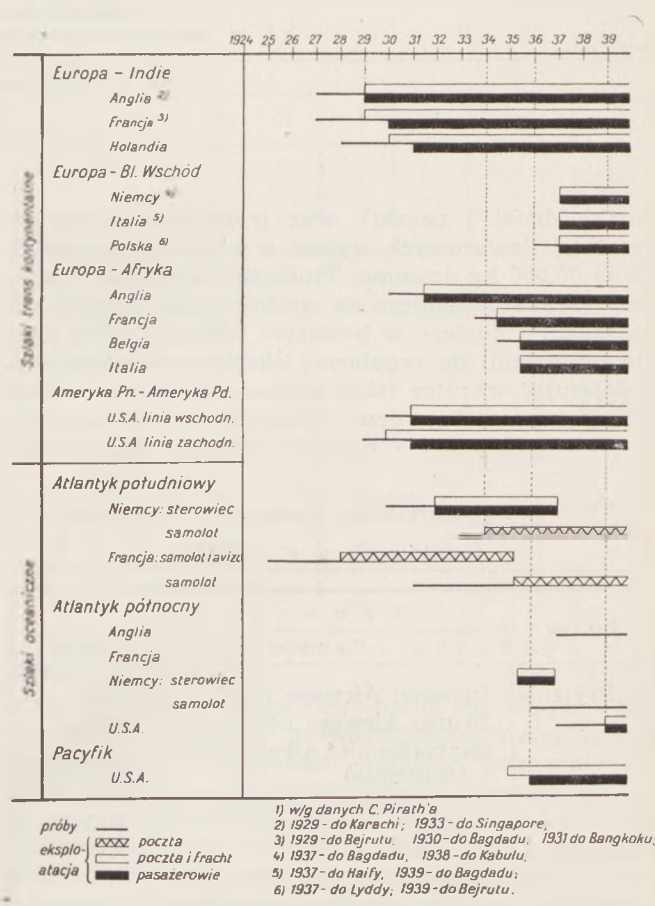
Wreszcie dążenie do utrzymania i pielęgnacji związków i wpływów kulturalnych stanowić będzie doniosłą pobudkę dla rozwoju światowej sieci lotniczej. Względy te na przykładzie Wielkiej Brytanii i Francji mają na uwadze, jako cel ostateczny zacieśnienie i zabezpieczenie związków państwowych i gospodarczych. Podobnie, zainteresowanie Holandii połączeniem lotniczym z Afryką Południową dowodzi, że uznaje ona w relacjach kulturalnych poważny instrument dla rozwoju stosunków gospodarczych. Także ekspansja Niemiec na obu Atlantykach oraz zainteresowania Italii linią do Ameryki łacińskiej, znajdują u jednych mniejsze, a u drugich bardzo wydatne oparcie na związkach z emigracją lub w pokrewieństwie kulturalnym.

ISTNIEJĄCA SIEĆ ŚWIATOWA.

Ukształtowanie sieci.

Wysuwając na pierwszy plan relacje gospodarcze oraz obecne rozmieszczenie rejonów o dużym uprzemysłowieniu i aktywności gospodarczej, znajdujemy warunki dla przeprowadzenia głównych szlaków światowych, opasujących ziemię przede wszystkim w kierunku równoleżnikowym wokół półkuli północnej, wiążąc: Europę, Amerykę Północną i Daleki Wschód. Następnego znaczenia szlaki wynikają z centralnej roli Europy, jako ośrodka dyspozycyjnego: są to drogi, łączące Europę z Ameryką Południową i w drugim kierunku z Australią poprzez Bliski i Środkowy Wschód oraz szlaki o kierunku południkowym, wzdłuż kontynentów Europy i Afryki. Podobne warunki uzasadniają szlaki przebiegające wzdłuż obu Ameryk. W ostatniej kolejności należy

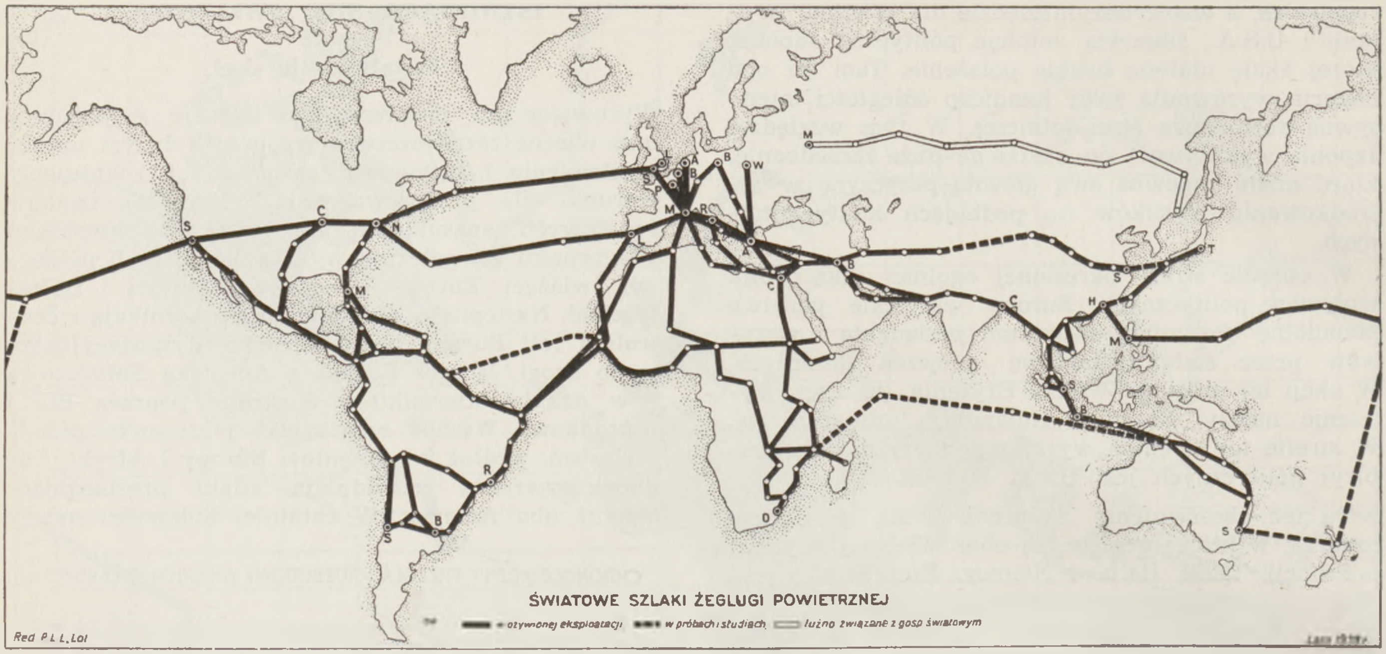
CHRONOLOGICZNY PRZEGLĄD ROZBUDOWY WIELKICH SZLAKÓW [1]



Rys. 4.

wymienić połączenia bezpośrednie między odległymi rejonami gospodarczymi o stosunkowo małej obecnie wymianie gospodarczej jak np. Afryka Południowa — Australia, Daleki Wschód itp.

Wysoko zaawansowane zarysy tego systemu już istnieją, a doświadczenie szeregu linii światowych liczy już prawie 10 lat. Najpoważniejsze pobudki gospodarcze dla rozbudowy komunikacji powietrznej znajdujemy, jak powiedziano wyżej na Atlantyku Północnym. Sama ilość t.zw. poczty pierwszej klasy (listy i kartki) wynosi około 3.000 kg dziennie w jednym kierunku, zaś ogólna ilość całej poczty (listy,



Rys. 5. Światowe szlaki lotnicze w r. 1939.

kartki, druki i paczki) oraz wysokowartościowych przesyłek towarowych wynosi w ruchu obustronnym około 65.000 kg dziennie. Trudności techniczne wpłynęły jednak zasadniczo na opóźnienie rozbudowy tego szlaku i dopiero w bieżącym miesiącu Amerykanie przystąpili do regularnej eksploatacji pocztowej, podejmując wkrótce także przewóz pasażerów. Szlak transkontynentalny przez Syberię nie jest dotychczas eksploatowany z powodu nikłego udziału Sowietów w handlu światowym i trudności politycznych.

Tab. 3. Towarzystwa pracujące na szlakach światowych w r. 1938/39.

Państwo	Towarzystwo — Nazwa	Towarzystwo — Skrót
W. Brytania	Imperial Airways Ltd.[1])	IAL
	British Airways Ltd.[1])	BAL
	Qantas Empire Airways Ltd. (Australia)	QANTAS
U.S.A.	Pan American Airways System	PAA
Francja	Air France	AF
	Régie Air Afrique	
	Air France Transatlantique	AFT
Niemcy	Deutsche Lufthansa	DLH
Holandia	Koninklijke Luchtvaart Maatschappij voor Nederland en Kolonien	KLM
	Koninklijke Nederlandsch-Indische Luchtvaart Maatschappij	KNILM
Italia	Ala Littoria S.A.	—
Belgia	Societé Anonyme Belge d'Exploatation de la Nawigation Aérienne	SABENA
Polska	Polskie Linie Lotnicze „LOT"	LOT

1) Obydwa T-wa brytyjskie zostały ostatnio połączone w T-wo British Overseas Airways Corporation.

Najbardziej intensywna eksploatacja rozwija się obecnie na szlakach Europa — Indie — Australia, oraz Europa — Afryka Środkowa i południowa. Zachodzi tu nawet pewne współzawodnictwo, które jednak wobec dużego zapotrzebowania na przewozy nie przybiera jaskrawych form. Powolniejsze tempo ekspansji spotykamy na szlakach:

Europa — Atlantyk — Ameryka Południowa,

Ameryka Północna — Ameryka Południowa i

Ameryka Północna — Pacyfik — Chiny,

przy czym pierwszy eksploatowany dotychczas przez Francję i Niemcy znajduje się w orbicie zainteresowań Italii i Wielkiej Brytanii, zaś Holandia objawia zainteresowania połączeniem

Europa — Atlantyk — Ameryka Środkowa.

Ogółem jest dziś w eksploatacji 19 linii światowych, poza tym 4 w próbach i 5 w studiach. O ile na sieci kontynentalnej Europy rozwinęła się wysoka współpraca i na liniach międzynarodowych T-wa różnych narodowości pracują przeważnie w poolu, o tyle na szlakach światowych poza przykładem pewnej współpracy Francji i Niemiec na Atlantyku Południowym — wszędzie T-wa pracują niezależnie.

Na czele akcji rozbudowy sieci komunikacji powietrznej kroczy dziś Wielka Brytania. Dąży ona do połączenia wszystkich swych posiadłości szlakami powietrznymi, przy czym wyraźnie zarysowuje się także, podobnie jak w szlakach morskich, zasada wzmacniania wszystkich połączeń za pomocą dwóch różnych niezależnych dróg.

Zamieszczona obok tabela ilustruje aktualny stan posiadania na sieci światowej państw przodujących w żegludze powietrznej. Wymieniony w tabeli szlak Europa — Bliski Wschód, według definicyj użytych w niniejszym artykule, nie da się zakwalifikować

Tab. 4. Ekspansja na szlakach światowych w r. 1938/39.[1])

	SZLAKI i LINIE	Ilość linii									Przeciętna długość linii km
		Ogółem	W.Br.	U.S.A.	Francja	Niemcy	Hol.	Italia	Belgia	Polska	
Regularna eksploatacja	Europa — Indie.	2	1		1						7.000
	Europa — Indie — Chiny	1	1								13.000
	Europa — Indie — Australia	2	1			1					18.500
	Europa — Bl. Wschód — Azja Śr. .	1				1		1			6.000
	Europa — Bl. Wschód	*3*			*1*			*1*		*1*	*4.000*
	Europa — Afryka Zachodnia. . . .	1			1						5.000
	Europa — Kongo — Magadaskar. . .	1			1						10.000
	Europa — Kongo	1							1		8.000
	Europa — Egipt — Afryka Śr. . . .	1	1								8.000
	Europa — Egipt — Afryka Pd. . . .	1	1								12.000
	Europa — Egipt — Abisynia	1						1			5.000
	Europa — Ameryka Pd.	2			1	1					14.500
	Ameryka Pn. — Ameryka Pd. . . .										
	Brzeg Wschodni	1		1							11.000
	Brzeg Zachodni	1		1							8.000
	Ameryka Pn. — Azja	1		1							14.000
	Ameryka Pn. — Europa	2		2							7.000
	Razem[2]) . .	19	5	5	4	2	1	1	1		
Loty próbne	Europa — Azja Śr. — Chiny	1				1					11.000
	Europa — Ameryka Pn.	3	1		1	1					12.000
	Ameryka Pn. — Australia	1	1								
	Razem[3]) . .	4	2		1	1					
Studia	Europa — Ameryka Pd.	2	1					1			13.000
	Europa — Ameryka Śr.	1					1				11.000
	Europa — Afryka Pd.	1					1				12.000
	Afryka Pd. — Australia	1	1								16.000
	Razem . .	5	2			1	2	1			
	Razem w eksploatacji, próbach i studiach linij	28	9	5	5	3	3	2	1		

w pełnym znaczeniu jako światowy. Z uwagi jednak na zainteresowanie czytelnika polską linią na tym szlaku, będziemy dla porównania podawać niektóre dane tej linii.

Warunki geograficzne i klimatyczne

Rozbudowa szlaków światowych dokonywana równolegle z postępem techniki lotniczej podlegała naturalnym czynnikom, które także w przyszłości zachowają swój wpływ.

Czynnik a raczej grupę czynników, które w wysokim stopniu uzależniły wytyczenie szlaków, wielkość i położenie portów, oraz charakterystykę sprzętu, stanowi charakter i ukształtowanie powierzchniowe, jak długość odcinków morskich, wysokie góry, pustynie, puszcze i stepy, oraz

Tak np. szlak Europa — Daleki Wschód prowadzi obecnie od Morza Śródziemnego przez Mezopotamię,

gęstość zaludnienia i urządzeń cywilizacyjnych.

Indie. W części europejskiej omija on Alpy; linia francuska i angielska prowadzi przez Marsylię, zaś holenderska[4]) i angielsko - polskie połączenie na Bliski Wschód omija je od północy. Niemcy starają się jednak sforsować drogę przez Pamir i dolatują dziś przez Bagdad do Kabulu. Francuska i belgijska linia afrykańska prowadzi w poprzek Sahary. Przekroczenie Kordylierów odbywa się na wysokości 3000 m zaś Andów na wysokości ponad 4000 m. Najpoważniejsze jednak przeszkody stanowiły dotychczas duże odcinki oceaniczne. Przebywane dziś w regularnej eksploatacji bez lądowania max. odległości wynoszą 3 — 4000 km. W Europie najdłuższy odcinek bez lądowania przebywają samoloty P.L.L. „Lot" na drodze z Warszawy do Aten, mierzy on 1680 km.

Drugim czynnikiem naturalnym są warunki klimatyczne. W odróżnieniu od grupy poprzednich czynników stałych podlegają one częstym zmianom w szerokich granicach i posiadają zasadniczy wpływ na ekonomię, bezpieczeństwo, regular-

1) Nie wymieniono 2 niem. linij sterowcowych Europa — Ameryka Płnc. i Europa — Ameryka Płd., które zostały w r. 1937 zawieszone.

2) Bez szlaku Europa — Bl. Wschód.

3) Bez linii Europa — Azja śr. — Chiny, która jest przedłużeniem istniejącej wymienionej wyżej.

4) W r. b. przerzucona została na Marsylię, co dotychczas czyniono jedynie w okresach zimowych.

ność i wygodę podróży. Charakteryzuje je temperatura i wilgotność powietrza, kierunek i szybkość wiatrów, zasięg widoczności oraz wpływ klimatu na załogę i podróżnych. Parę przykładów zilustruje rolę tego czynnika.

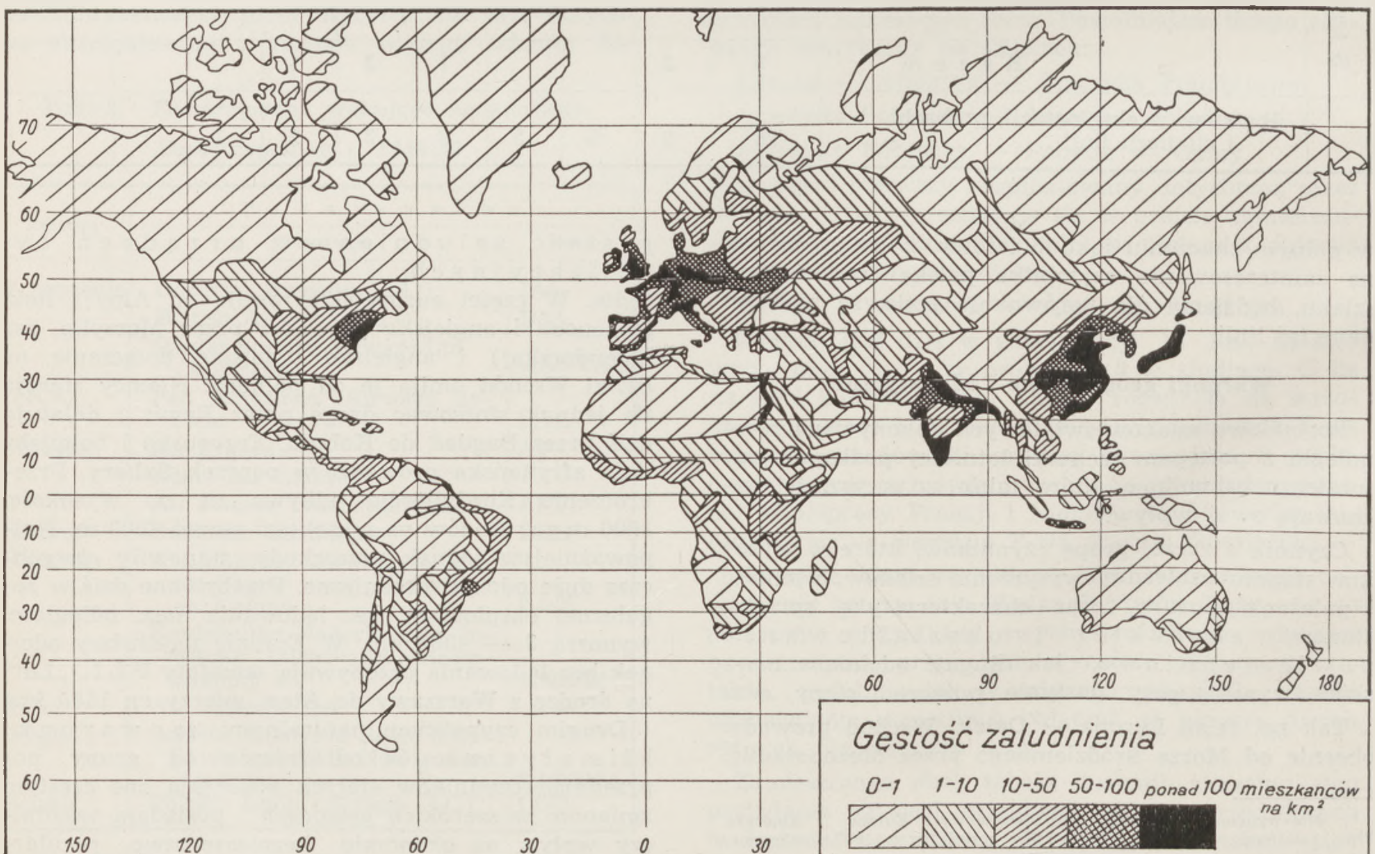
W kontynentalnych okolicach podzwrotnikowych spotykamy bardzo duże wahania między maksymum i minimum temperatury dnia. Wzrost temperatury odbija się ujemnie na mocy silnika. O ile wzrostowi temperatury nie towarzyszy spadek wilgotności powietrza organizm ludzki odczuwa te przykrości i następuje pogorszenie samopoczucia oraz wydajności fizycznej i umysłowej. Pociąga to wtedy za sobą konieczność stosowania urządzeń klimatyzacyjnych. Te same względy wymagać będą specjalnego traktowania frachtów. Ogólnie da się powiedzieć, że jeśli chodzi o samopoczucie podróżnych i załogi oraz narażanie organizmu na męczący wpływ klimatu, w zadowalających warunkach znajdują się jedynie szlaki przebiegające w granicach stref umiarkowanych.

Trudności związane z fizjologią organizmu ludzkiego są może poważniejsze, niż się na pierwszy rzut oka wydaje. Organizm ludzki wymaga pewnego czasu dla przystosowania się do dużych zmian klimatu i na ogół znosi je najlepiej jeżeli może je pokonać stopniowo. Warunki takie zachodzą przy względnie powolnej podróży okrętowej. W szybkiej podróży powietrznej, przy zastosowaniu urządzeń klimatyzacyjnych i podróży ciągłej dniem i nocą, jeżeli chodzić będzie o przebycie z jednej strefy umiarkowanej do drugiej, poprzez strefę tropikalną — dokona się niejako przeskok. Natomiast w podróży ze strefy umiarkowanej do tropikalnej, momentalne prawie przestawienie organizmu stawiać go będzie wobec niespotykanej dotychczas próby.

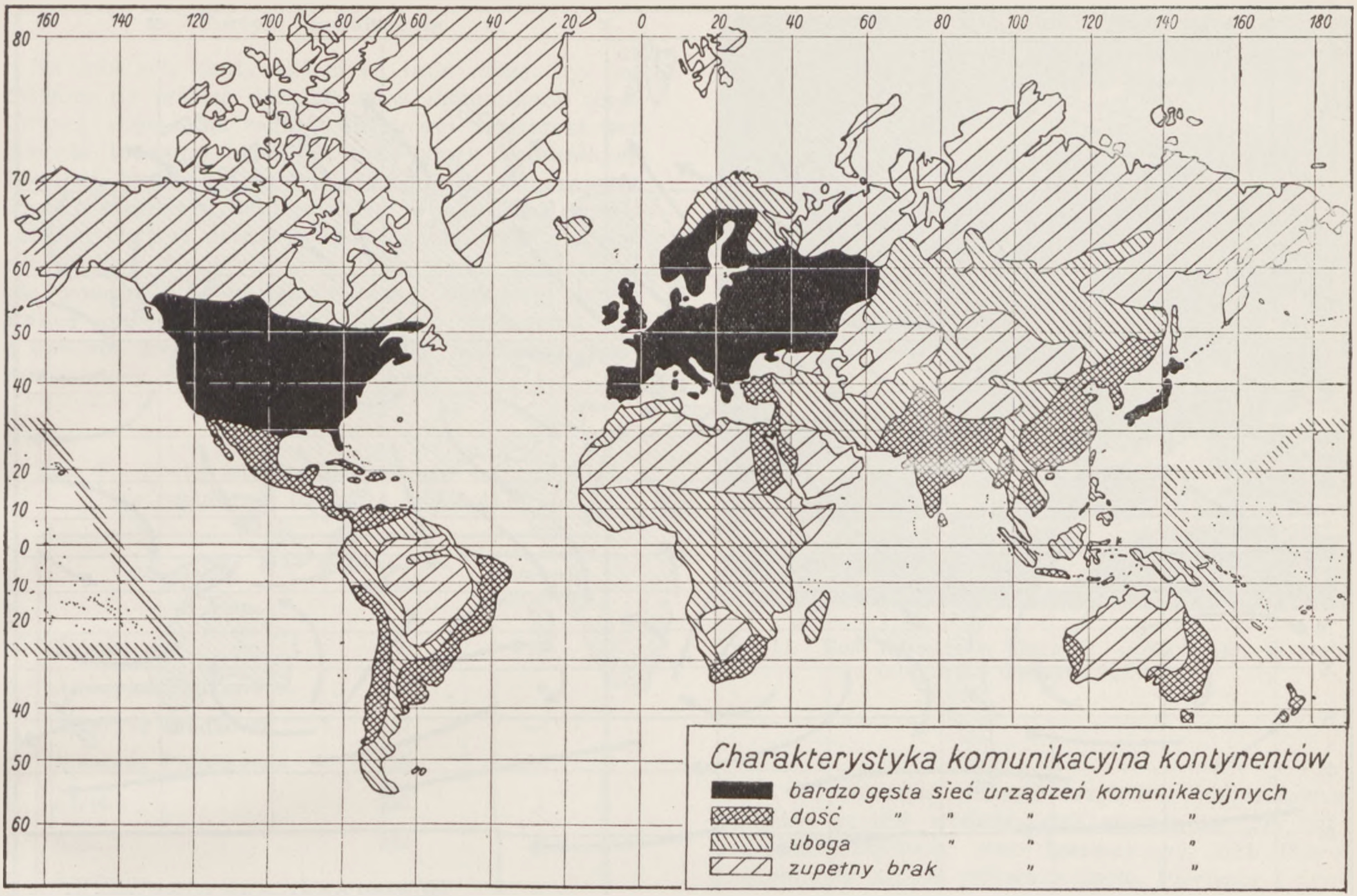
Poważne znaczenie przedstawia kierunek i szybkość wiatru. Np. panujące w ciągu całego prawie roku na Atlantyku Północnym wiatry zachodnie przedłużą przy dzisiejszych szybkościach samolotów, lot w kierunku zachodnim o parę godzin, co wyniesie około 10 — 20% i pociąga za sobą takież powiększenie zużycia paliwa i bardzo wydatne obniżenie ciężaru handlowego. Podobnie w niektórych miesiącach na 1300 km odcinku Ateny — Lydda, samoloty P.L.L. „Lot“ porównując czasy przelotów w obie strony wykazują różnicę około 12%.

Na ogół na Atlantyku w strefie dogodnej pod względem temperatur i wilgotności, czyli w strefie umiarkowanej panują niekorzystne dla żeglugi powietrznej wiatry, natomiast, w strefie podzwrotnikowej stosunek odwrotny.

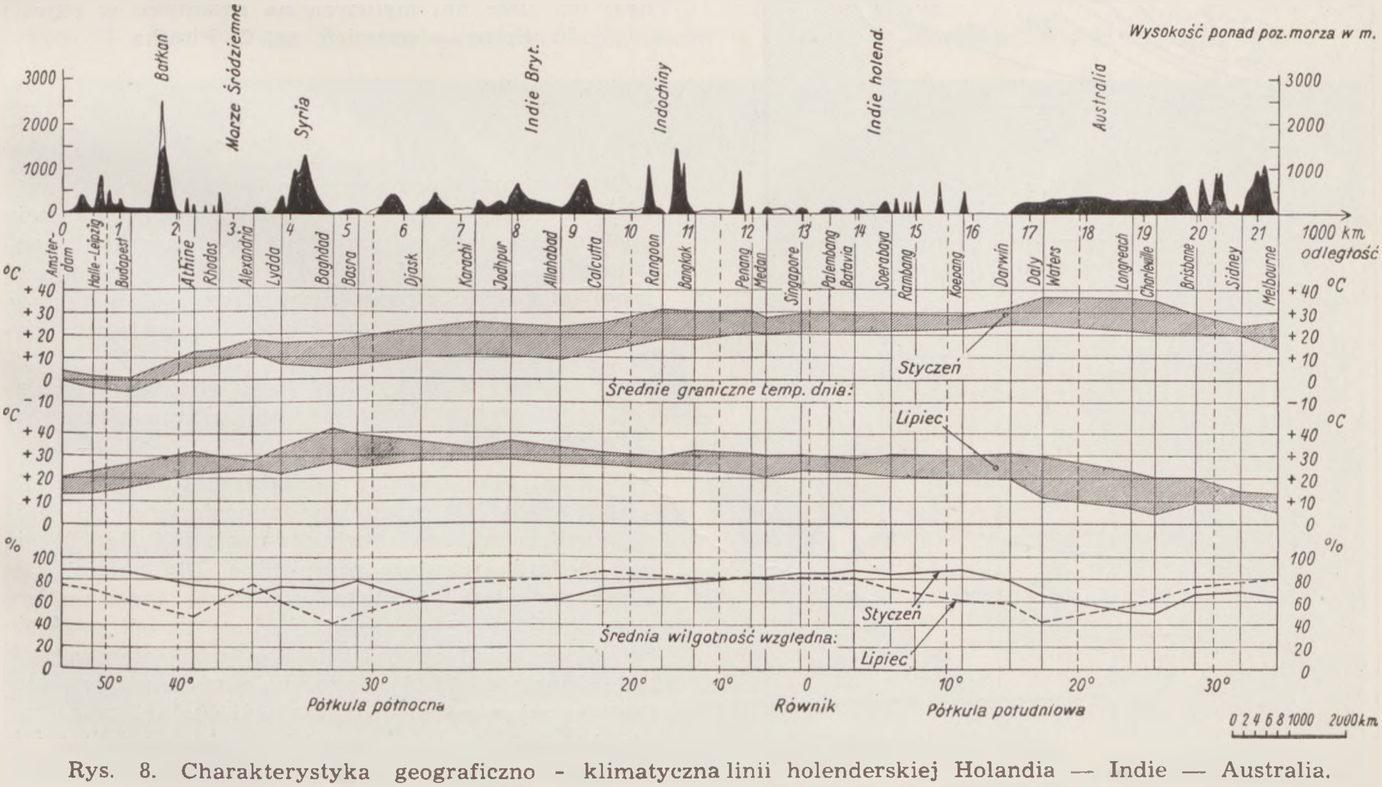
Bardzo ważnym punktem oparcia na Atlantyku Północnym może być dzięki swemu położeniu geograficznemu Nowa Funlandia. Warunki widoczności kształtują się jednak w tej okolicy niepomyślnie, co stanowi duże utrudnienie w żegludze morskiej. Ilość dni mglistych wynosi w tym rejonie w miesiącach od grudnia do marca około 10%, zaś w okresie lipiec — wrzesień dochodzi do 40%.



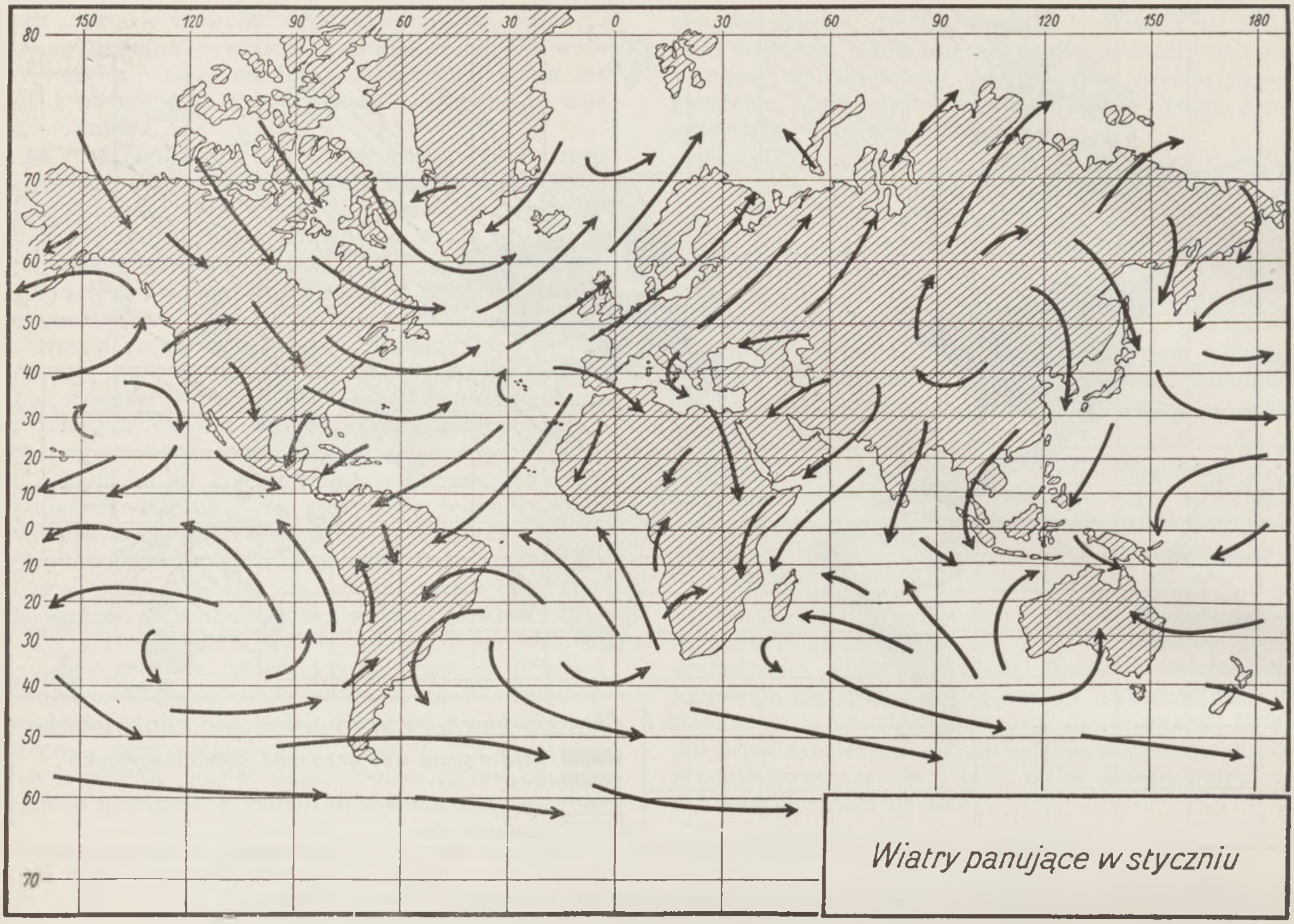
Rys. 6. Gęstość zaludnienia.

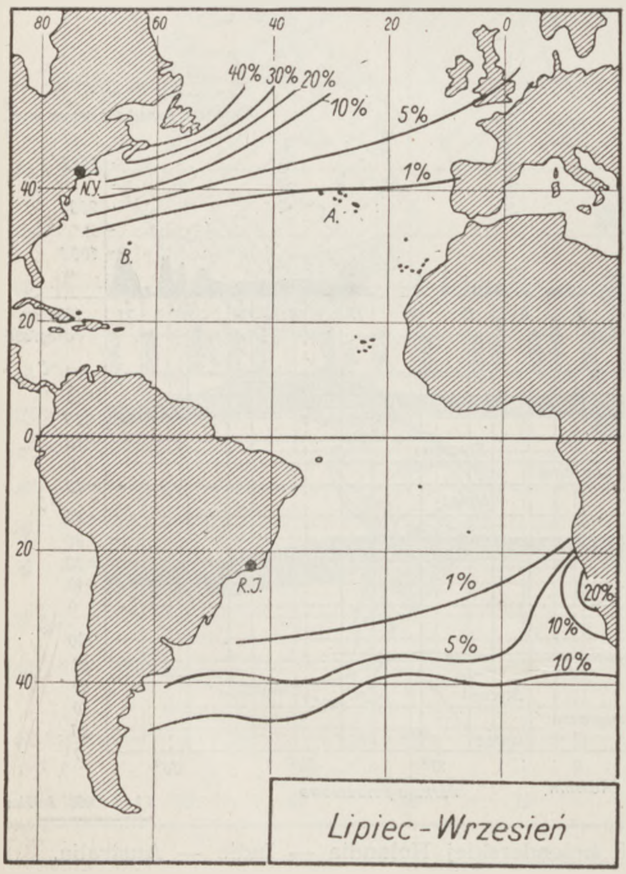


Rys. 7. Charakterystyka komunikacyjna kontynentów wg C. Piratha.



Rys. 8. Charakterystyka geograficzno - klimatyczna linii holenderskiej Holandia — Indie — Australia.





Rys. 9. Wiatry panujące w styczniu.

Rys. 10. Ilość dni mglistych na Atlantyku w okresie lipiec — wrzesień, wg C. Piratha.

Ostry klimat kontynentalny Rosji i Syberii, więc wielkie mrozy i gruba pokrywa śnieżna stanowią upośledzenie tego przyszłego szlaku transkontynentalnego na Daleki Wschód w stosunku do dzisiejszej drogi indyjskiej; z drugiej zaś strony zalety takiego klimatu, jak niski stopień wilgotności powietrza, mała ilość mgieł, jednorodność warunków klimatycznych na całej drodze, a także brak większych wzniesień mogą w praktyce wyrównać ujemne strony tego szlaku.

Obecny stan wiedzy praktycznej w dziedzinie kształtowania się warunków atmosferycznych obejmuje poza okolicami rozbudowanej dziś sieci lotniczej, jedynie warstwy przyziemne. Dla potrzeb żeglugi powietrznej dalekodystansowej musi on być znacznie poszerzony, gdyż żegluga ta odbywać się będzie na zasadach dalekiej nawigacji, stosowanych indywidualnie do każdego pojedyńczego przelotu. Dopiero przeniesienie w przyszłość żeglugi powietrznej do stratosfery, wprowadzi w tym względzie jak się spodziewamy poważne uproszczenie nawigacji.

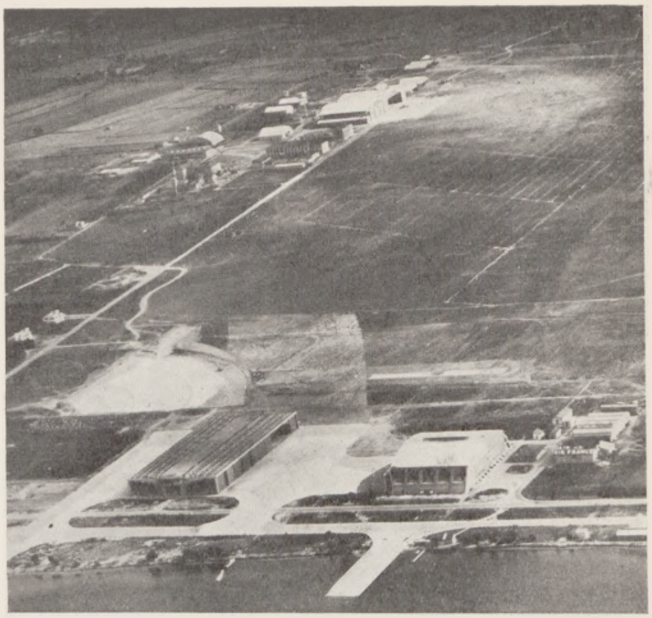
Porty i zaopatrzenie.

Na szlakach kontynentalnych linie mogą być podzielone na krótsze odcinki niż w komunikacji oceanicznej, więc i dla żeglugi światowej wystarcza tam obecnie to samo lotnisko, które służy komunikacji lokalnej. Natomiast w przelotach długodystansowych sprawa staje się trudniejszą. Np. w okolicach ucywilizowanych jest dzisiaj trudno uzyskać wiele więcej niż 1500 m drogi startowej. Wprawdzie znalezienie dla wodnosamolotów długiej drogi startowej przedstawia mniejsze trudności, jednak wymagają one z powodu wysokiego oporu wody większego nadmiaru mocy do startu niż samoloty.

Tab. 5. Porty lotnicze pozostające w r. 1938/39 w regularnej obsłudze lotniczej.[1]

Część świata	Ogólna liczba portów	Liczba portów o znaczeniu światowym
Europa	269	12
Ameryka Północna . .	249	4
Ameryka Środkowa . .	47	—
Ameryka Południowa .	135	3
Afryka	136	2
Azja	242	8
Australia . . . . . / Oceania	99	1
Razem	1 177	30

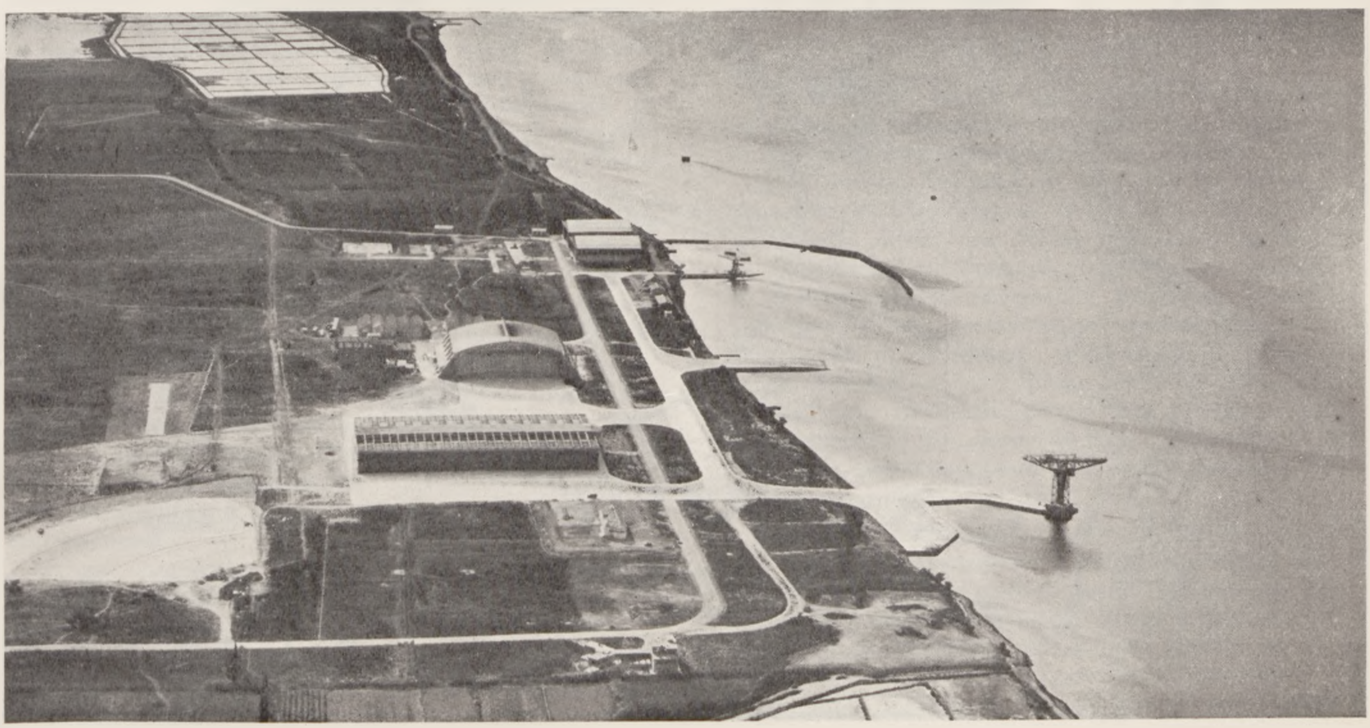
[1]) wg danych C. Piratha.



Rys. 11. Port lotniczy w Marsylii — Marignan. W głębi hangary i dworzec lądowy.

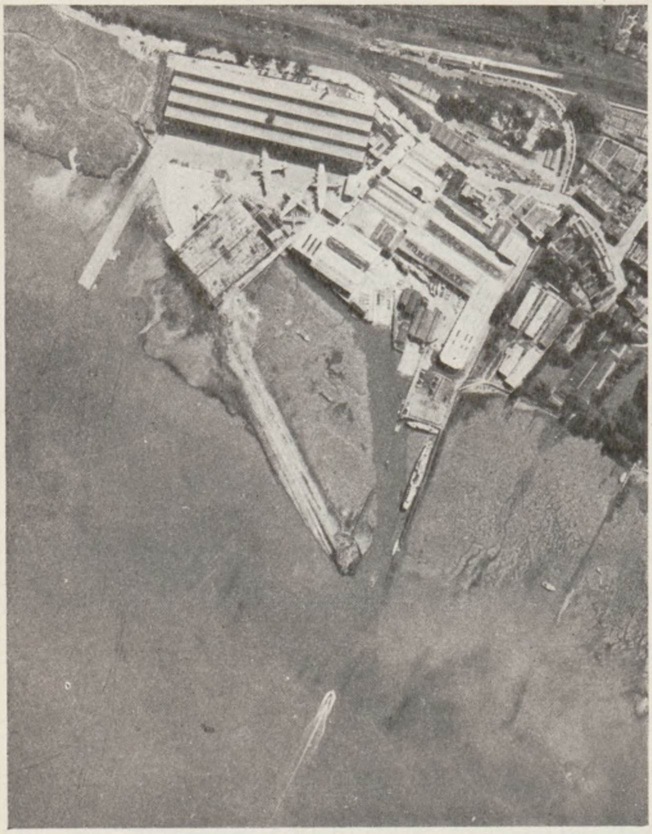
Dla zwiększenia zasięgu względnie ograniczenia wielkości portów wchodzą dziś w rachubę trzy rozwiązania techniczne: start katapultowy, syst. Mayo, uzupełnianie zapasu paliwa w locie. Pierwszy i drugi z powodu trudności technicznych nie rokują dla większych samolotów pomyślnego rozwiązania, uzupełnianie zapasu paliwa w locie według opinii techników angielskich, dzięki zwiększonej bezwładności statków powietrznych obiecuje pomyślne rezultaty.

Rys. 12. Port lotniczy dla samolotów i wodnopłatowców w Marsylii — Marignan. Widok na część morską.



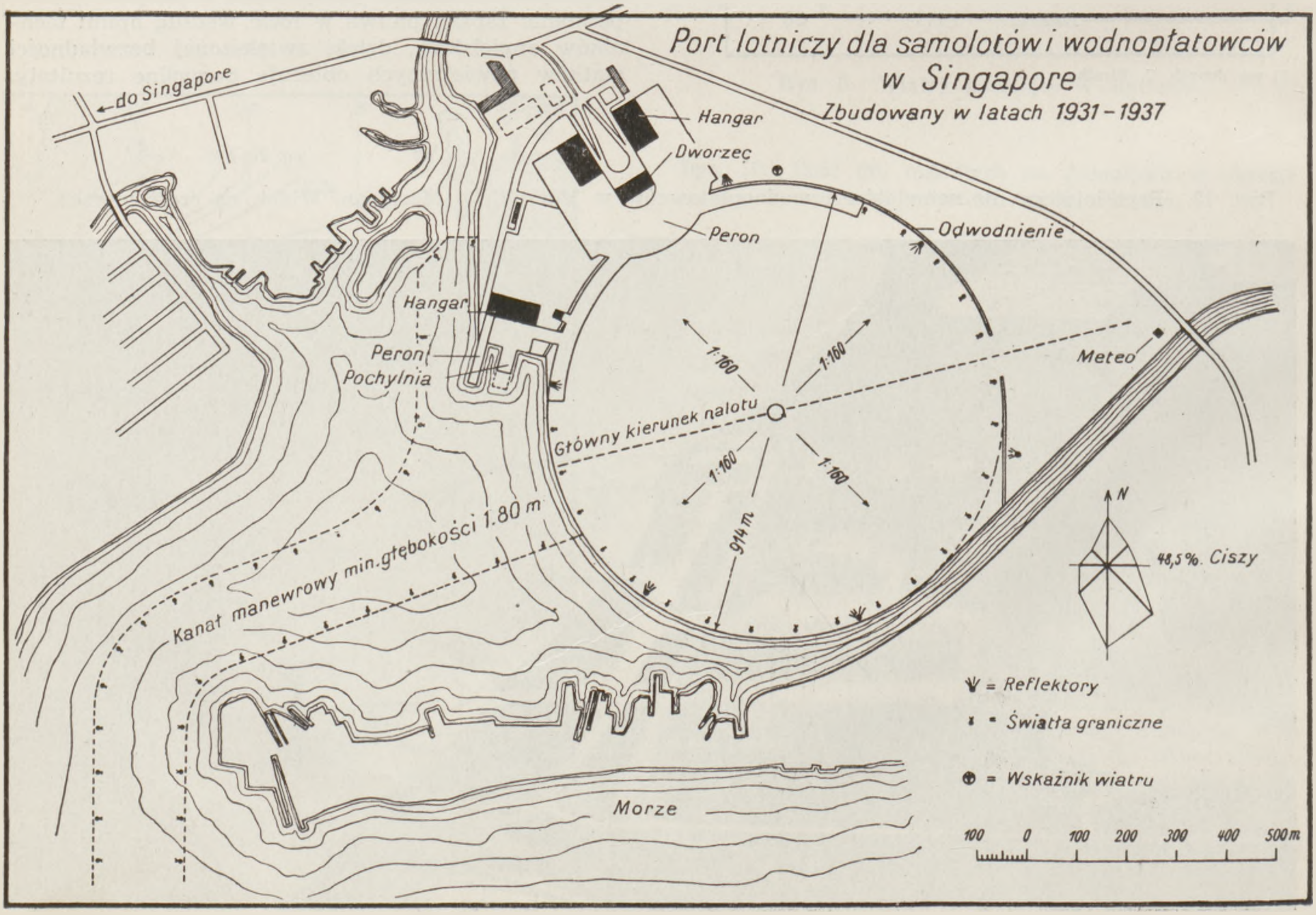
Możemy dziś naliczyć 30 portów lotniczych o znaczeniu światowym na ogólną liczbę około 1200 portów objętych na świecie regularną komunikacją lotniczą. Dwanaście z nich leży w Europie. Kwalifikacja ta jest płynna; nazywamy tu za Pirathem takie porty światowymi, które stanowią punkt wyjściowy dalekobieżnego szlaku, skrzyżowanie lub wreszcie ważny punkt przeładunkowy dla przewozów dalekodystansowych. Do europejskich portów światowych zaliczyliśmy także Warszawę. Mimo że nasza linia na Bliski Wschód, nie jest w zrozumieniu niniejszego artykułu linią światową, jednakże w ostatnich 2 latach Warszawa staje się poważnym centrum tranzytowym dla przewozów dalekobieżnych.

Bardzo poważną kwestię w rozbudowie światowych szlaków stanowiło zaopatrzenie w materiały pędne. Tak np. jeszcze do dziś do niektórych lotnisk w Chinach dowozi się paliwo na wielbłądach! Całe to zadanie przejęły na siebie światowe przedsiębiorstwa naftowe i rozwiązały je bez zarzutu.



Rys. 13. Stocznia portu lotniczego morskiego w Southampton. Foto użyczona przez Air Service Training Ltd.

Rys. 14. Port lotniczy morski i lądowy w Singapore.



Sprzęt i personel[1]).

W ruchu transkontynentalnym znalazły zastosowanie głównie samoloty, a ich ciężar handlowy doszedł do 2 — 3 ton. Lotnictwo angielskie posługuje się tu wodnopłatowcami o podobnym ciężarze handlowym także na trasach prowadzonych przeważnie wzdłuż wybrzeży.

Transporty oceaniczne wymagać będą jednostek o ciężarze handlowym min. 3 — 4 ton. Ekonomiczny samolot wypada wtedy na 40 — 50 ton ciężaru całkowitego, co w stosunku do dzisiejszych największych jednostek stanowi znaczne podwyższenie ciężaru.

O ile dla ustalenia potrzebnego ciężaru handlowego w ruchu kontynentalnym np. w obrębie Europy lub USA wystarczy na 1 pasażera przyjąć 90—100 kg, to w transporcie oceanicznym, licząc się z konieczną wygodą i bagażem, ciężar ten podnosi się do 225 kg a w sterowcu do 360 kg na 1 pasażera.

Na niekorzyść dzisiejszego wodnopłatowca w stosunku do samolotu w ruchu oceanicznym przemawia okoliczność, że ten ostatni przy jednakowym ciężarze całkowitym dysponuje ciężarem handlowym większym o około 50%. Jakkolwiek więc moc potrzebna do lotu jest już dziś prawie jednakowa przeciwko wodnopłatowcom przemawiają jednak, co na pozór wydaje się paradoksalne, względy bezpieczeństwa.

Doświadczenie szeregu lat wykazało, iż na liniach morskich lub oceanicznych, obsługiwanych przez samoloty nie zdarzył się dotychczas w regularnym ruchu ani jeden wypadek śmiertelny i nie zginął ani jeden samolot, podczas kiedy na szlakach, obsługiwanych przez wodnopłatowce odnotowano szereg wypadków tak na Pacyfiku i Atlantyku, jak na Morzu Śródziemnym. Znajduje to wytłumaczenie w tym, że samolot wielosilnikowy jest dziś jeszcze znacznie doskonalszą maszyną latającą niż wodnopłatowiec. W razie np. uszkodzenia jednego lub części silników samolot może jeszcze kontynuować lot, kiedy wodnopłatowiec zmuszony jest już do wodowania, co zwłaszcza na wzburzonym morzu połączone jest z poważnym niebezpieczeństwem. Autor francuski A. Verdurand tak definiuje wypływający z tego morał: *„W podróży powietrznej, nawet oceanicznej, lepiej jest polegać na maszynie, która dobrze lata, ale kiepsko unosi się na wodzie, niż na maszynie, która dobrze pływa, ale kiepsko lata"*.

Jak wykazuje jednak amerykański konstruktor H. Sikorski, w miarę wzrostu ciężaru maszyn latających, niekorzystny handicap wodnopłatowców będzie wydatnie malał. Ciężar kadłuba i pływaków dzisiejszych dużych jednostek morskich wynosi około 17%, a obniży się on do 10% w jednostkach o ciężarze ponad 90 ton. Przeciwnie zaś w samolotach ciężar kadłuba i podwozia wzrasta bardzo niekorzystnie: wynosi on dla dzisiejszych samolotów 13%, zaś dla samolotu 100 ton wynosiłby — 15% i dla 250 ton — 16%, co stwarza 5 — 6 t różnicy na korzyść wodwnopłatowca.

Drugą przewagę wodnopłatowca upatruje on w możliwości uzyskania większych obciążeń na m², co odbija się korzystnie na wymiarach skrzydeł. Na wielkich i spokojnych zatokach wodnopłatowiec, bez niebezpieczeństwa dla dużych jednostek, może bowiem osiągać szybkości startowe rzędu 150 km/godz. Także upośledzeniem wodnopłatowca, zdaniem tego autora, pod względem finesse i własności lotu, może być dla dużych jednostek z powodzeniem wyrównane. Przy szybkości 320 km/godz na kadłub wodnopłatowca 100 t należy liczyć 20 KM na tonę, zaś jednostka o ciężarze 10 t wymaga 75 KM na tonę. Analogicznie dla samolotu będzie to 18 KM/t i 19 KM/t. Różnica ta więc wynosi na korzyść samolotu przy jednostce 10 t aż 26 KM/t, ale przy jednostce 100 t tylko 2 KM/t. Wyżej przytoczone różnice w powierzchni nośnej kompensują całkowicie ten handicap. Wreszcie dalszego zmniejszenia mocy należy się spodziewać przez ukrycie silników w skrzydle, którego grubość znacznie się powiększy. Ten ostatni zysk mocy, któremu towarzyszyć będzie także zmniejszenie ciężaru paliwa wpływa z kolei korzystnie na ciężar konstrukcji skrzydeł i kadłuba.

Dla dużych jednostek zatem, według wywodów Sikorskiego, kalkulacja przedstawia się pomyślniej dla wodnopłatowca. Jednakże przy dzisiejszym stanie konstrukcji zwiększanie ciężaru ponad 100—150 t nie obiecuje większych korzyści. Poza tą granicą zmniejszenie stosunkowe ciężaru kadłuba i zabudowania silników jest bardzo nieznaczne, a obciążenie na m² też nie da się wiele podnieść. Również i moc zużywana przez opory kadłuba maleje bardzo nieznacznie.

Sterowiec przedstawiał pewne dogodności w transporcie na bardzo dużych odległościach; nie spełnił jednak pokładanych w nim nadziei. Wobec dużych kosztów nakładowych tak samego sterowca, jak i hangarów, masztów etc. i małej szybkości odpadnie zapewne niebawem z konkurencji.

Także koszt samolotu o dużym zasięgu jest wyższy niż samolotu dla transportów kontynentalnych. Wynosi on według Piratha dziś około 115 — 150 zł/kg ciężaru własnego a około 75 — 95 zł/kg ciężaru całkowitego, podczas kiedy dla samolotów kontynentalnych nie przekracza 105 — 130 zł/kg ciężaru własnego. Koszt ten w miarę postępu techniki i zbytu ulegnie redukcji.

Eksploatacja szlaku południowo - atlantyckiego ogranicza się dotychczas do poczty, na Pacyfiku obejmuje także transport pasażerów i fracht. Podobnie i na Atlantyku Północnym samoloty przewożą równocześnie pocztę, pasażerów i fracht. W najbliższej przyszłości raczej nie należy oczekiwać specjalizacji na poszczególne rodzaje przewozów, wskazówek w tym względzie dostarcza praktyka przewozów okrętowych oraz spodziewana częstość połączeń powietrznych i stopniowe przejmowanie przewozów z rąk dotychczasowych przewoźników. Jeżeliby taka specjalizacja nastąpiła, wtedy dla przewozu ładunków pocztowych, przy małych jednostkach duże szanse w przeciwieństwie do wodnopłatowca posiada nadal samolot.

Tak w dotychczasowym rozwoju żeglugi powietrznej, jak i w przyszłości czynnik doniosłego znaczenia stanowi sprawa personelu. W pierwszym rzędzie chodzi tu o personel latający, ruchu i bezpieczeństwa, oraz obsługi. Wysokiej wadze jaką kładzie się na dobór, warunki pracy i wyszkolenie personelu oraz wysokiemu morale i ambicji zawodowej, jakie na

---

1) W rozdziale niniejszym pominięto omówienie używanego dziś sprzętu, gdyż tematowi temu zostały poświęcone w zeszycie osobne wyczerpujące artykuły.

całym świecie ten personel posiada, należy w dużej mierze przypisać osiągnięte rezultaty.

Dzisiejsze jednostki latające posiadają 3 — 6-cio a transatlantyckie 12-to osobowy skład załogi; w przyszłości będzie on znacznie większy i w jednostkach o ciężarze 100 — 200 t obejmie ponad 20 osób, przy czym wytworzy się stanowisko kapitana statku o roli analogicznej, jak w żegludze morskiej. Także zresztą zadania dalekiej nawigacji są zupełnie podobne.

Również i warunki pracy upodabniają się coraz bardziej do żeglugi morskiej. Znaczne zwiększenie dziennej normy pracy załogi stało się możliwe dzięki wprowadzeniu automatycznego pilotażu oraz urządzeń klimatyzacyjnych. Np. na holenderskiej linii indyjskiej jedna załoga przebywa na jednym samolocie rejs Holandia — Indie w 5 dni, po czym po tygodniowym wypoczynku odbywa rejs powrotny. W czasie rejsu pracuje normalnie 6 — 12 godzin dziennie. Odstęp czasu między jedną a drugą podróżą do Indyj wynosi około miesiąca. Na tym szlaku pobiera ona wynagrodzenie o 50% wyższe, niż na liniach europejskich. Na międzykontynentalnej linii P.L.L. „Lot“ Warszawa — Beyrouth załoga wykonuje jednodzienne rejsy tam i z powrotem po 9—11 godz. podróży z 1—2-dniowym wypoczynkiem w Beyrucie i 7-dniową przerwą w Warszawie, podczas której pełni funkcję rezerwy i może być użyta do krótkich lotów. W razie przeciwnych wiatrów lub innych opóźnień podane wyżej normy pracy dziennej ulegają zwiększeniu.

Organizacja bezpieczeństwa.

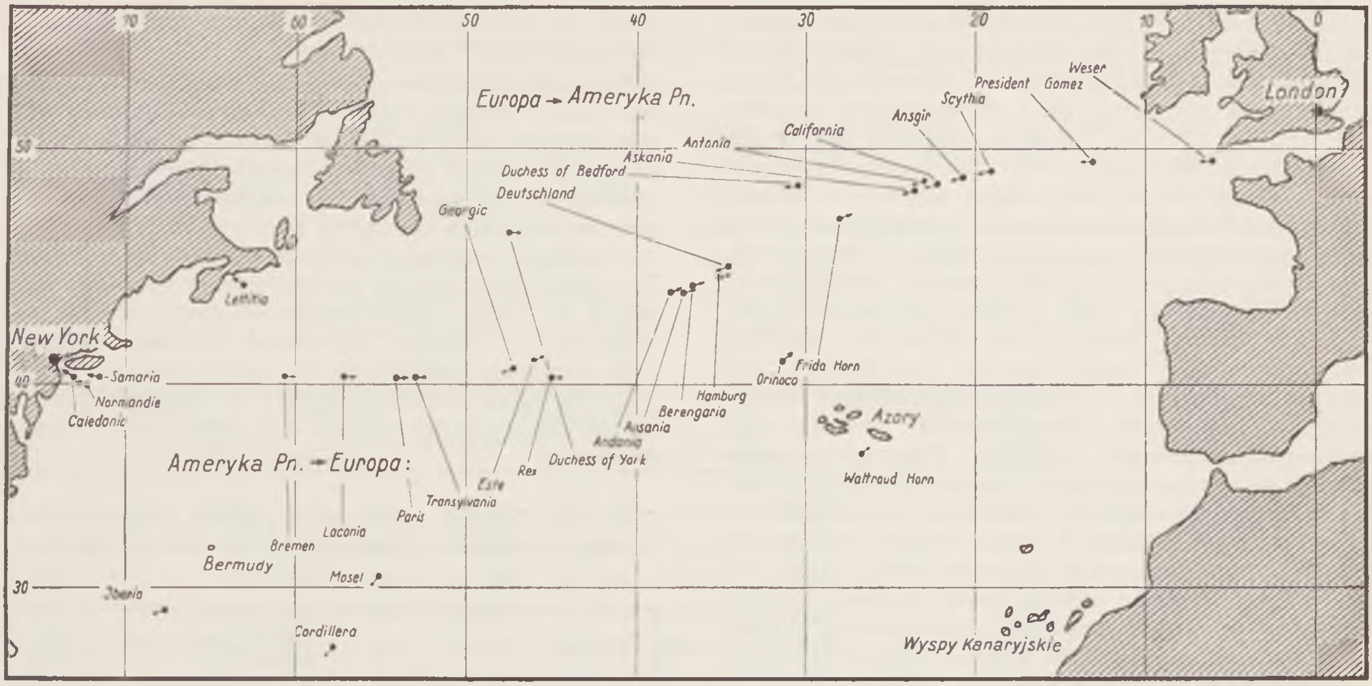
Urządzenia przyziemne służby bezpieczeństwa, jak służba meteo, radiostacje korespondencyjne i goniometryczne, dalekopisy, urządzenia do lądowania bez widoczności zewnętrznej, oświetlenie lotnisk i szlaków etc. są dziś w strefach zagęszczonej sieci kontynentalnej Europy i Ameryki Północnej na ogół dostatecznie rozbudowane. Natomiast na szlakach światowych żegluga powietrzna ma do czynienia z szeregiem trudności w tym względzie. Wykazuje je opracowane przez C. Piratha porównanie:

Sprawa organizacji bezpieczeństwa łączy się z kwestią granic politycznych, co w dużej mierze wpływa na przebieg szlaków.

Według międzynarodowego prawa lotniczego państwo włada przestrzenią powietrzną, rozpostartą ponad jego terytorium i może według swego uznania udzielić zezwolenia lub zakazać przelotu ponad swym terytorium. Wielkie mocarstwa, rozwijające intensywną ekspansję wysuwają tezę wolności powietrza na wzór wolności mórz, której nie chcą przyjąć państwa mniejsze. Na ogół jednak coraz bardziej wzrasta zasięg świadomości, że odmowa zezwolenia na przelot jest równoznaczna z utratą korzyści, jakie płyną z włączenia danego terytorium w obręb sieci lotniczej. Za przykład strat poniesionych z tego powodu może posłużyć Stambuł, który posiada warunki geograficzne po temu, by ściągnąć część tranzytu lotniczego z Europy na Bliski i Daleki Wschód. Na skutek nieprzychylnego stanowiska Turcji wszystkie szlaki przechodzą dziś przez Ateny, co zresztą wyzyskują Grecy przez bardzo wysokie opłaty. O ile jednak większe i aktywne w żegludze powietrznej państwa współpracują i skłaniają się ku zasadzie bezpłatnego korzystania z przyziemi i służby bezpieczeństwa na wzór żeglugi morskiej, to wiele jest jeszcze państw, które nakładają na koncesionariusza obowiązek zainwestowania i utrzymania przyziemi oraz inne ciężary jak przymus lądowania, co w dużej mierze może utrudnić celowe przeprowadzenie szlaku dalekobieżnego. Szereg państw stosuje w tym względzie kompromisową zasadę wzajemności.

Miarę trudności, wypływających ze stosowania różnych norm w tym względzie może dać przykład: 2 linie P.L.L. „Lot“ na drodze z Helsinek do Beyrouthu przebiegają ponad terytorium 11 państw.

SIEĆ KONTYNENTALNA	SZLAKI ŚWIATOWE
Względy techniczne.	
Gęsta sieć przyziemi.	Rzadka sieć przyziemi.
Personel w zasadzie dobrze wyszkolony.	Wielkie różnice w poziomie wyszkolenia personelu.
Obsługa na ogół 24 godz.	Obsługa czynna jedynie w okresach ruchu.
Urządzenia przeważnie nowoczesne.	Urządzenia często przestarzałe.
Wysoki stopień niezawodności obsługi.	Duże wahania w niezawodności obsługi ze zmianą terytorium.
Określenia położone — należy korzystać z radiostacji naziemnych.	Określenie położenia — należy korzystać z radiostacji pokładowej.
Oświetlenie nocne posiadają prawie wszystkie porty.	Oświetlenie nocne portów, — przeważnie brak.
Wiadomości meteo dostateczne. W razie potrzeby można zawsze otrzymać informacje w tekście otwartym w języku krajowym.	Wiadomości meteo służby lokalnej niedostateczne: 1. Rzadka sieć posterunków i niedostateczna część biuletynów, 2. Radiostacje meteo korespondują szyfrem.
	Brak portów dla wodnopłatowców. Porty żeglugi morskiej sprawiają duże trudności w odbiorze radiowym i w manewrowaniu.
Względy personalne.	
Personel obsługi w zasadzie państwowy.	Personel częściowo państwowy, częściowo Towarzystw lotniczych, nakłada na nie dodatkowe zadania.
Względy finansowe.	
Świadczenia w zasadzie bezpłatne.	Dodatkowe koszty na skutek: 1. własnych urządzeń, jak przyziemia i okręty specjalne, 2. utrzymanie własnego personelu, 3. opłat za świadczenia ze strony obcych urządzeń.



Rys. 15. Przybliżone położenie ważniejszych okrętów na Atlantyku Północnym w dn. 11.V.1936, wg C. Piratha.

a cała sieć Lotu mierząca niewiele ponad 10.000 km korzysta z 24 portów w 16 państwach.

Poza strefami rozbudowanych przyziemi T-wa zmuszone są zakładać własne urządzenia np. P.L.L. „Lot" opłaca serwis radiostacyj Air France w Bukareszcie i Beyrucie, oraz angielskich w Palestynie, Egipcie i na Cyprze. W Ameryce Południowej Air France i Deutsche Lufthansa pobudowały i wyposażyły szereg lotnisk, na których utrzymują także własną służbę bezpieczeństwa. Z dziedziny innych obciążeń można wymienić jako przykład, iż ostatnia koncesja włoskiego T-wa Ala Littoria w Argentynie nakłada nań obowiązek zatrudnienia 80% lokalnego personelu.



Rys. 16. Światowa sieć kolejowa wg C. Piratha.

Na oceanach obie strony jednakowo zainteresowane są w utrzymywaniu komunikacji i może znaleźć zastosowanie zasada wzajemności. Przyziemia brzegowe nie są wystarczające i na Atlantyku uruchomili Anglicy, Francuzi i Niemcy specjalne okręty dla wzmocnienia bezpieczeństwa. Tendencja opierania się na własnej organizacji ustąpi zapewne z czasem i tu zasadzie wymiany świadczeń. Istnieje tu także pole do współpracy żeglugi morskiej z powietrzną, jakkolwiek dziś nie wszystkie jeszcze okręty posiadają radiostacje, a z tych niewiele jest czynnych całą dobę. Wreszcie ważnym czynnikiem dla kształtowania warunków pracy żeglugi powietrznej jest kwestia współpracy z pozostałymi środkami komunikacji, a ściślej rzecz biorąc kwestia równoległego przebiegu szlaków. Korzyści z tego płynące — to podwyższenie bezpieczeństwa, co dotyczy zwłaszcza szlaków morskich, oraz możność przekazania przewozów w razie zakłóceń w regularności, w czym wspomaga lotnictwo kolej i ruch samochodowy. Ujemne strony takiej sytuacji to występująca w tych warunkach konkurencja, której musi podołać odpowiednio wysoka różnica w czasie i podwyższone minimum częstości podróży.

ROLA KOMUNIKACYJNA

Klientela ocenia wartość praktyczną danego środka komunikacji według następujących czynników:

a) stopnia bezpieczeństwa,
b) regularności,
c) częstości połączeń i stopnia przyspieszenia,
d) kosztu czyli taryf przewozowych,
e) zdolności przewozowej.

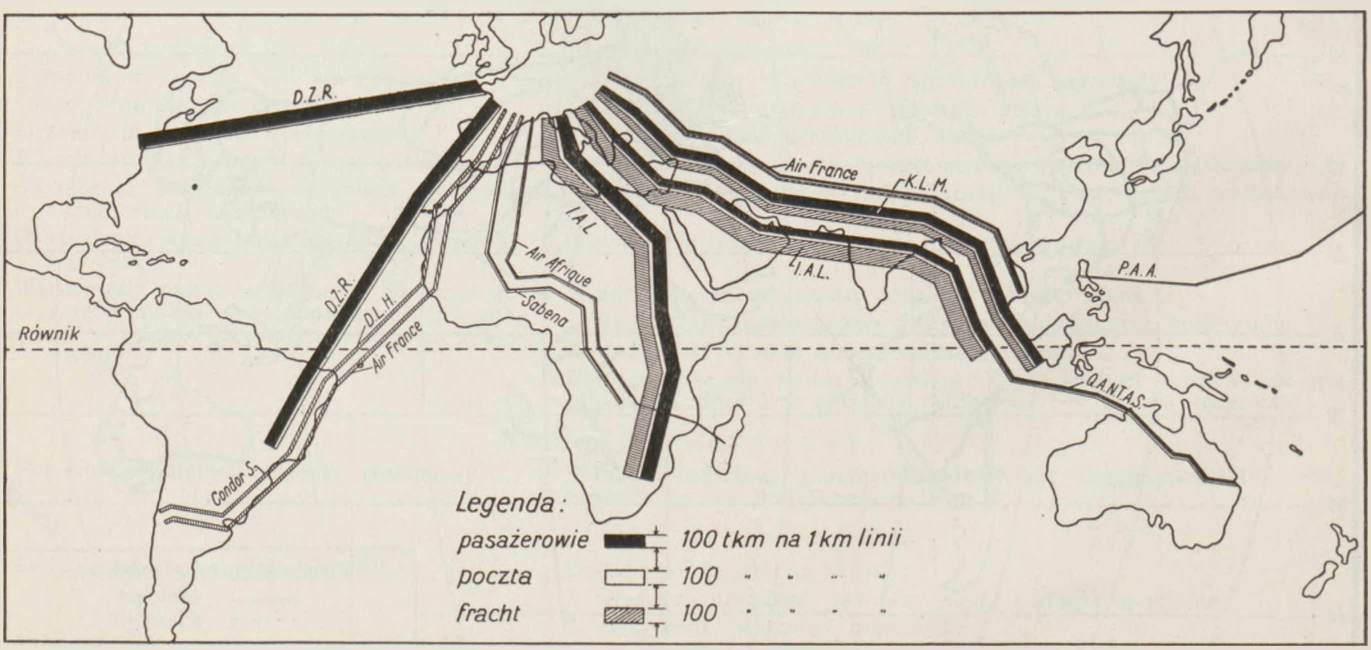
Stopień bezpieczeństwa podróży na szlakach światowych i na liniach kontynentalnych jest dziś na ogół jednaki i wynosi: 1 wypadek śmiertelny na około 20 milionów pas/km. Tak mierzone bezpieczeństwo jest około 500 razy niższe, aniżeli w kolejnictwie, natomiast jest równe bezpieczeństwu podróży w samochodowym ruchu publicznym i prywatnym Stanów Zjednoczonych A. P.

Te liczby i porównania nie dają jednak dostatecznie jasnej i prostej odpowiedzi na pytanie, czy bezpieczeństwo podróży jest zadowalające. W tym celu należałoby raczej pytanie odwrócić. Normalny klient jest ogromnie wrażliwy na bezpieczeństwo przewozów pasażerskich, a nawet pocztowych. Wiadomości o wszystkich prawie wypadkach dochodziły doń dzięki prasie przeważnie w formie wysoce dramatycznej. Mimo to klient uznał bezpieczeństwo podróży powietrznej w danych warunkach za wystarczające i komunikacja powietrzna w swym rozwoju natrafiała na poważniejsze trudności w pozyskaniu przewozów np. od strony taryf, niż z powodu nieufności klienteli.

Tab. 6. Częstość połączeń i stopień przyśpieszenia podróży powietrznej w stosunku do podróży morskiej w r. 1938.[1]

	Szlak	Tygodniowo ilość połączeń		Dni podróży		Ile razy podróż powietrzna jest krótsza od podróży morskiej
		powietrznych	morskich	powietrznej	morskiej	
Samolot lub wodnopłatowiec	Europa – Indie	8	3	5	17	3,4
	—Afryka Pd	4	5	6,5	22	3,4
	—Ameryka Pn	—	20	1 – 2	6	4,0
	—Ameryka Pd[2])	2	6	3,5	17	4,9
	Ameryka Pn — Azja	1	4	7	26	3,7
Sterowiec	Europa—Ameryka Pn	—	20	2,5	6	2,4
	—Ameryka Pd[3])	—	6	4	14	3,5

1) w-g C. Piratha.
2) do Buenos Aires; dotychczas tylko poczta.
3) do Rio de Janeiro.



Rys. 17 Przewozy na światowych szlakach powietrznych w r. 1936, wg C. Piratha. (D.Z.R. — sterowiec).

Tab. 7. Sieć i przewozy na wielkich szlakach w stosunku do wyników kom. pow. całego świata w latach 1931 i 1936[1]).

	Rok	Sieć km	Przewieziono ilości			Wykonano w przewozie		
			pasażerów	poczty t	frachtu t	1000pas km	1000 tkm poczty	1000tkm frachtu
Cały świat	1931	271.900	855.200	6.360	8.230	302.200	2.190	3.020
W tym wielkie szlaki . . .	1931	56.600	878	86	31	2.100	542	110
% udział wielkich szlaków .	1931	28,8	0,1	1,4	0,4	0,7	24,8	3,6
Cały świat	1936	401.800	2.568.000	15.560	30.400	1.290.000	15.560	12.930
W tym wielkie szlaki . . .	1936	104.200	14.050	598	232	70.000	4.280	1.010
% udział wielkich szlaków .	1936	25,9	0,6	3,8	0,3	5.4	27,5	7.9

Tab. 8. Ruch i przewozy pasażerów, poczty i frachtu na szlaku Europa — Indie w latach 1929 — 1936[2])

Rok	Tygodniowa ilość połączeń	Przewieziono ilości			Wykonano tkm w przewozie				Przeciętny ładunek handlowy na lot	
		pasażerów	poczty t	frachtu t	pasażerów [3]) tkm	poczty tkm	frachtu tkm	razem tkm	osób	poczty i frachtu t
1929	2	1252	46,3	13,5	133.300	183.150	48.900	365.350	1	0,08
1930	2½	909	55,4	24,6	136.200	312.400	71.187	519.787	1	0,11
1931	2½	878	85,7	30,5	167.500	542.000	110.400	819.900	1	0,18
1932	3	2365	99,8	36,8	487.500	716.900	158.600	1.363.000	1	0,20
1933	3	3147	137,1	49,6	806.300	985.400	219.400	2.011.100	2	0,28
1934	3	4009	188,3	62,0	1.081.300	1.280 200	279.800	2.641.300	3	0,37
1935	5	5386	295,6	91,3	1.579.500	1.965.300	446.600	3.991.400	3	0,34
1936	5	6557	353,3	119,7	2.029.500	2.561.200	522.500	5.113.200	4	0,43

Także regularność osiągana dziś w lotnictwie jest zupełnie zadowalająca. Jest ona w ruchu dalekobieżnym i długoodcinkowym na ogół wyższa, niż na liniach kontynentalnych o małych odległościach lądowań.

Na wielkich szlakach lotnictwo zaczęło pracować z częstością połączeń 1 raz na tydzień. Najstarszy, najłatwiejszy technicznie i najintensywniej eksploatowany szlak Europa — Indie posiada dziś 8 połączeń na tydzień. Ilość połączeń powinna rosnąć w miarę wzrostu zapotrzebowania na przewozy, ale w sytuacji wyjściowej jest pewne minimum częstości połączeń, które należy zapewnić, żeby w ogóle uzyskać jakiekolwiek przewozy. Decyduje o nim, zwłaszcza dla poczty warunek ciągłości, to znaczy niezależnie od skrócenia podróży, czyli stopnia przyspieszenia, połączenia muszą być tak częste, by między jednym a drugim połączeniem lotniczym klient nie był zmuszony korzystać z innych środków lokomocji. Np. podróż kolejowo-okrętowa z Polski na Bliski Wschód trwa około 6—8 dni. W latach 1937 i 38 podróż samolotem Douglas DC-2 trwała z noclegiem w Bukareszcie — 1½ dnia. Wtedy mimo 3 — 4-krotnego przyspieszenia, asekurując się przeciwko ewentualnym opóźnieniom i nieregularnościom, dopiero trzy połączenia lotnicze na tydzień były w stanie zapewnić ciągłość ruchu pocztowego. Obecnie przy jednodniowej podróży samolotem Lockheed 14 osiąga Lot ciągłość przy 2 połączeniach tygodniowo.

Podobnie na Atlantyku Północnym dopóki nie będzie przynajmniej 2 połączeń na tydzień, komunikacja powietrzna nie może się spodziewać poważniejszych ilości poczty.

Sprawę taryf przewozowych omówimy w rozdziale następnym łącznie z kosztami.

Rolę komunikacyjną światowych szlaków lotniczych wobec gospodarstwa światowego oddają statystyki przewozów dokonanych na tych szlakach. Szlaki światowe, przy łącznej długości ponad 100.000 km, stanowiły w roku 1936 — 25,9% całkowitej sieci lotniczej świata. Dokonane na nich przewozy: 14.000 osób, 600.000 kg poczty i 232.000 kg towarów wyrażone także w pas-i tkm są poza pocztą w stosunku do całości lotniczych przewozów świata znacznie niższe, niżby to wynikało z % udziału w sieci. Jest to zupełnie zrozumiałe, jeżeli zważymy jak bardzo zagęszczony jest ruch na sieciach kontynentalnych oraz weźmiemy pod uwagę fakt, że zapotrzebowanie na podróże dalekie jest wielokrotnie niższe od zapotrzebowania na podróże bliskie. Tak np. stosunek ten przy porównaniu ilości podróży oceanicznych i kolejowych wynosi, według niemieckich autorów 1:5000. Jak widzimy stosunek podróży dalekich do krótkich jest w żegludze powietrznej o wiele wyższy i wynosi około 1:180.

Porównując poszczególne rodzaje przewozów na szlakach zauważamy, że w przewozie mieszanym mniej więcej po 40% przewożonego ładunku stanowią pasażerowie i poczta, a jedynie 20% fracht.

Przegląd statystyk przewozowych poszczególnych towarzystw i linii wskazuje, że każda linia przebywa na początku 2—3- letni okres, w którym „wyrabia się“, czyli zdobywa zaufanie klienteli, po czym w następnych latach może liczyć na szybko wzrastający stopień wykorzystania oferowanego tonażu handlowego.

Prawo to jest tak dalece powszechne, że uwidacznia się nawet na zbiorowej statystyce przewozów szlaku Europa — Indie.

---

1) w-g C. Piratha.

2) w-g Revue Aeronatique Internationale.

3) przyjęto wagę pasażera = 80 kg.

Zdolność przewozową można na szlakach długodystansowych wykorzystać w stopniu wyższym niż to zachodzi na sieciach kontynentalnych, gdzie dotychczas przy przeciętnym wykorzystaniu 50 — 55% oferowanego tonażu handlowego powiększano ilość połączeń lub wstawiano większe samoloty. Na liniach światowych, przy przewozie mieszanym, granica ta wynosi 60—70%.

Tab. 9. Wykorzystanie oferowanego tonażu handlowego na niektórych szlakach w r. 1936.[1])

Szlak	Ładunek handlowy na 1 lot		Przeciętne wykorzystanie tonażu handl. na 1 lot
	ilość pasażerów	poczta i fracht t	%
Europa—Indie	4	0 43	64
—Afryka Pd	5	0,46	67
– Ameryka Pd	—	0,22	80
Ameryka—Azja[2])	5	0,09	20

OPŁACALNOŚĆ.

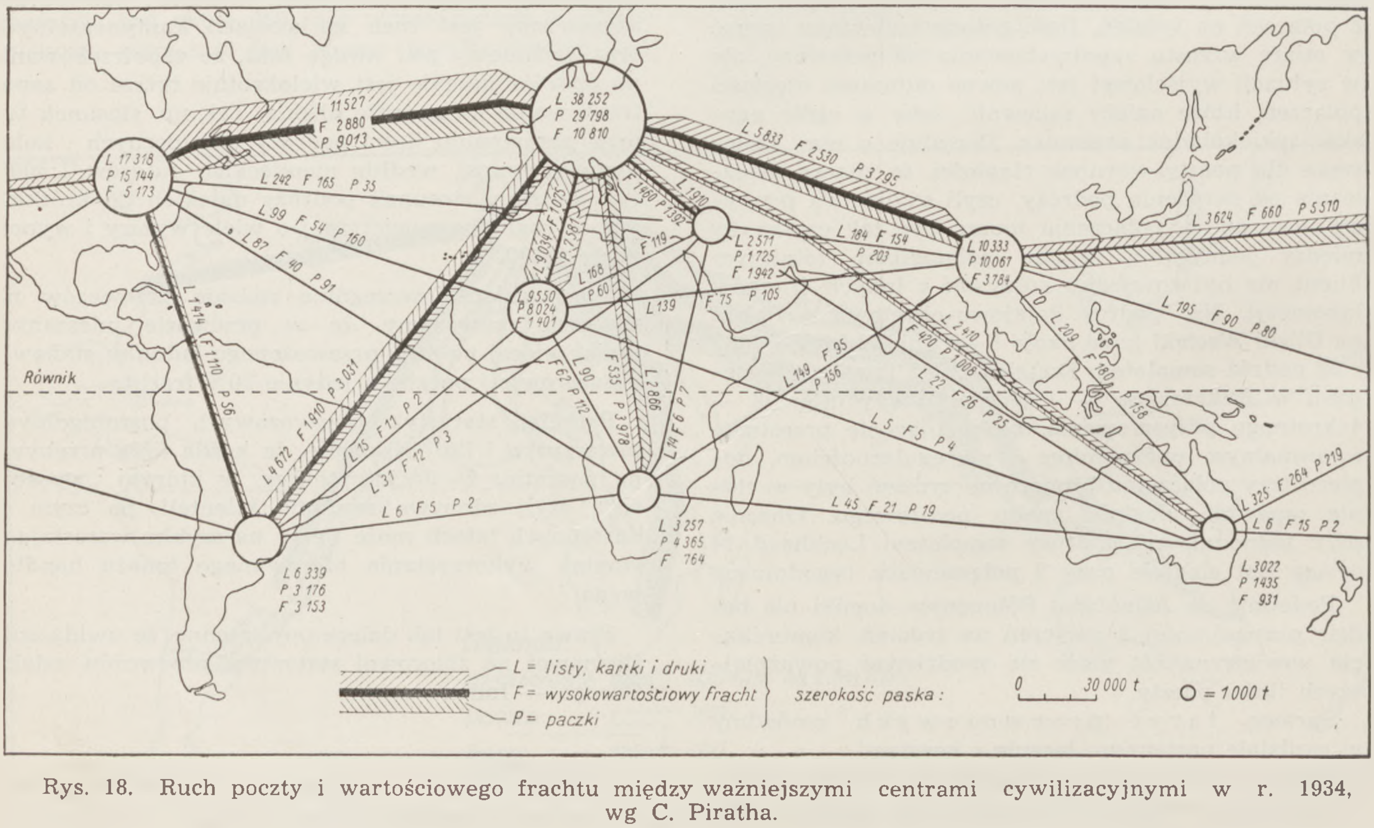
Jak poprzednio już wyjaśniano podstawowych pobudek do rozbudowy światowej sieci należy szukać także poza sferą kryteriów czysto gospodarczych, co za tym idzie sprawa opłacalności nie stanowi hamulca dla rozbudowy, tym nie mniej należy się spodziewać, że równolegle z rozudową sieci czynione będą intensywne wysiłki, by uzyskać jak najwyższy stopień opłacalności. Podstawę dla kalkulacji opłacalności stanowi tu ilościowe zapotrzebowanie na dalekobieżne przewozy pasażerów, poczty i wysokowartościowego frachtu, które zwłaszcza na Atlantyku Północnym i wzdłuż kierunku Europa — Daleki Wschód jest bardzo wysokie. Z wymienionych na wykresie szlaków, jedynie na Atlantyku Północnym jest ono w obu kierunkach mniej więcej jednakowe. Zapotrzebowanie to nie jest stałe i zależy bezpośrednio od ożywienia, jakie panuje w handlu światowym. Poza wpływem koniunktury obserwujemy także wyraźne przegrupowywanie się przewozów na szlakach, polegające na przenoszeniu się wymian handlowych z jednego kierunku na inny. Np. przewozy samej poczty i wartościowego frachtu dokonane w r. 1934 wyniosły na Atlantyku Północnym jedynie 70%, zaś między Europą a Dalekim Wschodem 120% ilości przewiezionych w r. 1925.

Pierwszym czynnikiem kalkulacji będą koszty nakładowe. Składają się na nie: kapitał zainwestowany w porty i przyziemia oraz na zakup sprzętu. Nakłady kształtują się odmiennie dla linii transkontynentalnych i transoceanicznych. Porównanie jednostkowego kosztu nakładowego na 1 km sieci wykazuje, że na liniach transoceanicznych niższemu kosztowi inwestycyj portowych i przyziemnych towa-

Tab. 10. Koszty nakładowe linii długodystansowych.[1])

Linia	Ilość połączeń na tydzień	Przybliżone koszty nakładowe zł/km linii		
		linia	sprzęt	razem
kontynentalna	1	9100	160	9260
	3	9100	375	9475
	6	9100	625	9725
oceaniczna	1	1900	500	2100
	3	1900	1000	2900
	6	1900	1900	3800

[1]) w-g danych C. Piratha.
[2]) pierwszy rok eksploatacji.



Rys. 18. Ruch poczty i wartościowego frachtu między ważniejszymi centrami cywilizacyjnymi w r. 1934, wg C. Piratha.

rzyszy wyższy koszt sprzętu. Ma to wytłumaczenie w większym zasięgu maszyn. Należy tu podkreślić, że im wyższe będą dla danej linii transkontynentalnej kapitały zainwestowane w porty i przyziemia, tym bardziej będzie ona z nimi związana i tym mniej elastyczna. Jest to obok bezpieczeństwa druga przyczyna, dla której także na dalekobieżnych liniach transkontynentalnych istnieje tendencja przechodzenia na wielkie zasięgi i długie odcinki.

Przytoczone porównanie zawiera w kosztach portów i przyziemi nakłady całkowite, co w praktyce zwłaszcza na liniach transkontynentalnych jest w dużym stopniu pokrywane przez rządy. Dla całości obrazu dodamy, że z tych samych przyczyn, jak i z powodu tańszego sprzętu, koszty nakładowe dla linii kontynentalnych będą jeszcze niższe.

Całkowity koszt własny tkm oferowanego dla przewozu wynosił w latach 1936/37 na 3 typowych szlakach według obliczeń Piratha przeciętnie 3.10 — 3.32 zł/tkm, przy czym tylko około 75% wy-

Tab. 11. Analiza kosztów własnych Twa — 1 tkm oferowanego ciężaru handlowego, na liniach długodystansowych, przy 2 połączeniach na tydzień, przy użyciu samolotów wzgl. wodnopłatowców o ciężarze handlowym 2 t, wg cen r. 1937/38.[1])

Rodzaj kosztów	koszt własny na liniach			
	kontynentalnych		oceanicznych	
	zł/tkm	%	zł tkm	%
A. Koszty zmienne				
1. Mat. pędne . . .	0,29	16,3	0,49	16,9
2. Utrzymanie sprzętu lat	0,16	9,2	0,30	10,4
3. Amortyz. silników .	0,09	5,0	0,12	4,3
4. Transporty	0,01	0,7	0,01	0,4
5. Opłaty za start i ląd.	0,03	1,4	0,03	0,9
6. Oświetlenie trasy .	—	—	—	—
7. Premia załóg . . .	0,12	7,1	0,16	5,6
8. Prowizje	0,04	2,1	0,04	1,3
9. Różne	0,12	7,1	0,13	4,3
Razem . .	0,86	48.9	1,28	44,1
B. Koszty stałe				
1. Utrzymanie i amortyzacja przy ziemi .	0,21	12,1	0,34	11,7
2. Amortyzacja sprzętu lat.	0,24	13,5	0,65	23,0
3. Ubezpieczenia . .	1,20	7,1	0,29	9,9
4. Serwis radio i meteo	0,06	3,5	0,04	1.3
5. Służba ruchu . . .	0,03	1,4	0,03	0,9
6. Pensje załóg i personelu techniczn. .	0,08	4,3	0,10	3,5
7. Utrzymanie centr. zarządu	0,12	7,1	0,12	4,3
8. Koszta akwizycji .	0,04	2,1	0,04	1,3
Razem .	0,90	51,1	1,61	55,9
Ogółem .	1,76	100	2,89	100

nosi koszt, który ponosi T-wo komunikacyjne. Jednakowy koszt na liniach transkontynentalnych i transoceanicznych jest tu dziełem przypadku i spowodowany był nierównym tonażem handlowym, który wynosił na szlakach transkontynentalnych 0,9 t, a na Pacyfiku 2 t, oraz nie jednakową częstością ruchu.

Tab. 12. Przeciętny koszt tkm oferowanego na wielkich szlakach w r. 1936/37.

Szlak	Koszt całkowity k [2]) zł/tkm	Przybliżony koszt ponoszony przez T-wo k = 75% K zł/tkm
Europa — Indie	3,30	2,48
Europa — Afryka Pd.	3,10	2,33
Ameryka — Azja	3,32	2,49
Warszawa – Lydda	—	*3,51* [3])

Przy jednakowych założeniach: 2 t ciężaru handlowego i 2 reisy na tydzień, oraz wyłączając koszty ponoszone przez rządy, koszt ten będzie, według danych z lat 1937/38 dla linii transkontynentalnej o 35% niższy i wynosi 1,76 zł/tkm wobec 2,89 zł/tkm dla linii transoceanicznej.

Na koszty żeglugi powietrznej transoceanicznej wpływa przede wszystkim wielki zasięg maszyn, co odbija się na zużyciu paliwa, utrzymaniu, amortyzacji etc. Dalej podwyższa koszty służba bezpieczeństwa.

O ile na liniach dalekobieżnych niektóre koszty, jak premie załóg, dodatkowe obciążenie z tytułu własnego serwisu bezpieczeństwa, transporty etc., kształtują się wyżej niż w ruchu kontynentalnym, o tyle amortyzacja sprzętu, biorąc pod uwagę także oprocentowanie zainwestowanych kapitałów, wypada znacznie korzystniej. Tak np. w ruchu europejskim samolot wykonuje dziś do 700—900 godzin rocznie, w ruchu dalekobieżnym może on wylatać w ciągu roku 1500 godzin, co przy wprowadzeniu ruchu 24-godzinnego można będzie podnieść do 2000 godzin.

W rezultacie jednak na wewnętrznych liniach kontynentalnych (Europa), mimo szeregu mniejszych obciążeń koszty własne mogą być wyższe, niż na liniach dalekodystansowych, co zachodzi zwłaszcza przy szeroko rozgałęzionej sieci, małej częstości ruchu i użyciu samolotów o niewielkim tonażu handlowym.

Jeżeli przyjmiemy pewne granice praktyczne wykorzystania tonażu handlowego, które dla przewozów pasażerskich i mieszanych nie mogą przekroczyć na szlakach dalekodystansowych na ogół 60—70%, zaś dla przewozów wyłącznie pocztowych 80—85% — wtedy wpływy kształtować się będą, jako funkcja taryf. Pasażerom i poczcie zależy przede wszystkim na przyspieszeniu transportu, dla tych przewozów można zatem stosować stosunkowo wysokie taryfy. W przewozach dalekodystansowych taryfa osobowa kształtuje się w granicach 1—2-krotnych cen

[1]) wg danych C. Piratha.

[2]) łącznie z kosztami amortyzacji, utrzymania i obsługi przyziemi ponoszonymi przez rządy.

[3]) przeciętny koszt dla całej sieci PLL LOT.

Tab. 13. Przeciętne taryfy na szlakach długodystansowych w r. 1936/37.[1])

Szlak	Taryfa w zł/tkm		
	pas.	poczta	fracht
Europa—Indie[1])	2,47	10,65[2])	1,12
Europa—Ameryka Pd[4])	2,21[3])	24,60	1,20[4])
Europa—Afryka Pd)	2,63	11,80[3])	0,98
Ameryka Pn—Azja[1])	4,75	16,00	3,80
Warszawa — Lydda	*1,92*	*8,23*[5])	*0,96*

biletu okrętowego I klasy, zaś taryfa przewozowa za pocztę 1-szej klasy (listy i kartki) jest 1—6-krotnie wyższa od taryf morskich.

Wysokość taryfy ograniczona jest zatem wrażliwością danego rodzaju przewozu, i jak widzimy na przykładach taryfa jednostkowa za tkm jest na ogół nieco niższa od kosztu własnego, zaś pocztowa parokrotnie wyższa. Tym sposobem starają się T-wa regulować możliwie najwyżej swe wpływy w granicach całości przewozów. Także taryfa frachtowa jest znacznie niższa od kosztu własnego, ponieważ jednak przewyższa ona 10—100-krotnie taryfę morską jest ona jeszcze ciągle dla życia gospodarczego wygórowana.

Tab. 14. Stosunek wpływów z różnych rodzajów przewozów na szlakach długodystansowych w r. 1936.[1])

Szlaki	% wpływów z przewozów		
	pasażerskich	poczty	frachtu
Kontynentalne			
Europa—Indie . . .	23,7	73,7	2,6
Europa—Afryka Pd. .	34,7	62,0	3,3
Oceaniczne			
Europa—Ameryka Pd[6])	10,6	88,8	0,6
Europa—Ameryka Pn[7])	64,1	34,6	1,3
Ameryka—Azja . . .	20,4	71,1	8 5

Wysokie taryfy pocztowe pobierają jednakże T-wa jedynie za przewóz t.zw. poczty lotniczej: „avec surtaxe", za którą wysyłający wnosi dodatkową opłatę za przewóz lotniczy. Od roku 1937/38 istnieje tendencja, by wszystką pocztę 1-szej klasy oddawać do przewozu samolotowi, bez specjalnej dopłaty ze strony nadawcy: „sans surtaxe". Wtedy taryfa przewozowa pobierana przez T-wo lotnicze jest znacznie niższa.

Większa swoboda kształtowania taryf, zwłaszcza pasażerskich występuje jedynie w warunkach, gdzie samolot jest praktycznie jedynym środkiem przewozu, czyli w okolicach pozbawionych urządzeń cywilizacyjnych. Przeciwny wypadek stanowią linie kontynentalne (Europa). Wobec niewielkiego przyspieszenia, jakie ofiaruje samolot w stosunku do innych i licznych środków lokomocji, taryfy tu muszą być utrzymane bardzo nisko.

Czynniki, które wpływają na kształtowanie się taryf, znajdują także swój wyraz w ogólnym obrazie w p ł y w ó w. W przewozie mieszanym gros wpływów, bo 35—75% daje poczta, resztę przewozy pasażerskie, frachty dają jedynie parę %. Po obniżeniu taryf pocztowych stosunek ten uległ znacznej zmianie, jednak wpływy z frachtów nie odgrywają nadal poważniejszej roli.

Najniższy s t o p i e ń o p ł a c a l n o ś c i wykazują linie kontynentalne; jak można wywnioskować z poprzedniego omówienia, zachodzi to nie tyle z powodu wysokości kosztów własnych, ile z przyczyny względnie niskich taryf zwłaszcza w krajach mniej zamożnych. Naturalnie będą tu rozmaite odchylenia in plus, gdzie tylko warunki naturalne sprzyjać będą wyższej granicy taryf. Np. odcinek Londyn — Paryż lub Gdynia — Kopenhaga etc. Kontynentalna sieć Stanów Zjednoczonych pracuje zwłaszcza na ważniejszych liniach w warunkach sieci dalekobieżnej i osiąga wysoki stopień opłacalności.

Natomiast procent pokrycia wydatków wpływami własnymi jest na liniach światowych wyższy niż się ogólnie przypuszcza. Dochodzi on dziś biorąc przeciętnie do 80% na szlakach transkontynentalnych i do 45% na oceanicznych. Niższy procent opłacalności szlaków transoceanicznych znajduje częściowo wytłumaczenie w wyższych kosztach, zwłaszcza dodatkowych kosztach własnej służby i urządzeń bezpieczeństwa podczas kiedy linie transkontynentalne korzystają częstokroć z urządzeń zainwestowanych dla ruchu lokalnego. Dalej należy wziąć pod uwagę,

Tab. 15. Taryfy pasażerskie na niektórych odcinkach i liniach sieci P.L.L. „LOT" w r. 1939.[8])

Odcinek lub linia	Taryfa pas. zł/tkm
Warszawa — Wilno	1,22
Ryga — Tallinn	1,22
Czerniowce — Bukareszt . . .	1,22
Warszawa — Helsinki	1,38
Warszawa — Lwów	1,67
Lwów — Czerniowce	1,77
Warszawa — Katowice	1,78
Warszawa — Gdynia	1,89
Wenecja — Rzym	2,33
Bukareszt — Sofia	2,44
Warszawa — Ateny	2,55
Ateny — Lydda	2,67
Tallinn — Helsinki	3,00
Lydda — Beyruth	3,22
Gdynia — Kopenhaga	4,22

1) w-g C. Piratha.

2) Na KLM dla holenderskiej poczty od czerwca 1937 — 2,25 zł/tkm. Na IAL dla angielskiej poczty od lutego 1938 — 1,62 zł/tkm.

3) Na IAL dla angielskiej poczty od marca 1938 — 1,88 zł/tkm.

4) Sterowiec.

5) Polska poczta na Bl. Wschód — 5,76 zł/tkm, palestyńska poczta do Europy — 10,70 zł/tkm.

6) Samoloty i sterowce.

7) Sterowce.

8) Na liniach europejskich przyjęto ciężar pasażera z bezpłatnie przewożonym bagażem = 90 kg, na linii Warszawa — Beyruth 100 kg.

Tab. 16. Rachunek opłacalności belgijskiego Twa SABENA według wyników w r. 1936.[1])

		Sieć europejska	Linia kontynentalna Belgia-Kongo	Sieć kolonialna
Wpływy z przewozów	zł	2.519.100	897.400	583.500
Subwencja konieczna na pokrycie rzeczywistych wydatków .	zł	1.957.100	96.600	35.300
Wpływy całkowite . .	zł	4.476.200	994.000	618.800
Subwencja stanowi % wpływów całkow. .	%	43,7	9,7	5,7
Koszty ruchu	zł	3.281.200	914.500	308.200
Odpisy kapitałowe . .	zł	1.195.000	79.500	310.600[2])
Wydatki całkowite . .	zł	4.476 200	994.000	618.800
% pokrycia kosztów ruchu przez wpływy z przewozów . . .	%	75,6	98,2	189,5
Wpływ na tkm oferowany	zł	0,96	2,33	3,46
Koszty ruchu na tkm oferowany	zł	1,26	2,36	1,84
Koszty całkowite tkm oferowanego . . .	zł	1,73	2,58	3,68

iż praktyka techniczna i eksploatacyjna szlaków transkontynentalnych jest 3—5 lat starsza.

Optimum opłacalności występować będzie więc na sieci dalekobieżnej tam, gdzie da się zastosować wysokie taryfy czyli gdzie samolot nie spotyka żadnej poważnej konkurencji. W tych wypadkach, a można tu wymienić nawet przykłady stosunkowo niedługich linii, zbliża się już eksploatacja do granicy całkowitej opłacalności. Można tu przytoczyć rezultaty finansowe belgijskiego T-wa SABENA oraz takie przykłady jak sieć T-wa SCADTA w Kolumbii i EURASIA w Chinach. Także bardzo pomyślne wyniki finansowe wykazuje T-wo holenderskie KLM na linii indyjskiej, mimo że jej warunki naturalne nie są tak pomyślne jak linii belgijskiej.

Sprawa postępu bezpośredniej opłacalności uległa jednak ostatnio pewnemu zahamowaniu na skutek obniżenia taryf pocztowych. Równocześnie jednak nastąpił wielokrotny wzrost ilości przewożonej poczty, czyli potrzeba zwiększenia tonażu handlowego, co z kolei prowadzi do dalszej redukcji kosztów własnych.

ZAKOŃCZENIE.

Najbliższym celem żeglugi powietrznej jest opanowanie Atlantyku Północnego i przejęcie od żeglugi morskiej przewozów poczty, pasażerów i wartościowego frachtu. Jakkolwiek jest to dla żeglugi morskiej źródłem wysokich wpływów jednostkowych, podobnie jednak jak i w kolejnictwie, zwłaszcza przewozy pasażerskie sprawiają najwyższe koszty, a suma wpływów z tych źródeł stanowi stosunkowo małą część całości dochodów żeglugi okrętowej. W przeciwieństwie zaś do współzawodnictwa między samochodem a koleją, samolot nie ubiega się o całość przewozów okrętowych. Mając zatem na uwadze ostateczne korzyści, jakie z przyspieszenia tych transportów odniesie życie gospodarcze, należy się spodziewać pomyślnego rozwiązania sprawy na drodze celowej współpracy i podziału ról pomiędzy oba środki komunikacji.

Załączona tabelka podaje w grubym zarysie porównawczą kalkulację kosztów obu środków transportu; wynika z niej wyraźnie przewaga wodnopłatowca nad sterowcem. Transport powietrzny przy użyciu wodnopłatowców kalkuluje się o 33—85% drożej niż okrętowy. Należy jednak dodać, że maksymalna ilość podróży oceanicznych dla tego taboru wynosi w roku, dla okrętu 48, a dla wodnopłatowca licząc 3½ podróży na tydzień — 2554.

Mimo wspaniałych rezultatów, osiągniętych w rozbudowie szlaków światowych żeglugi powietrznej, stoimy dopiero u progu jej intensywnego rozwoju. Dalsze etapy techniczne najbliższych lat to: pogłębienie badań i wiedzy praktycznej o warunkach nawigacji w wyższych warstwach atmosfery i okolicach arktycznych, budowa większych 100—200-tonowych jednostek o bardzo dużym zasięgu rzędu 6 — 8000 km, przeniesienie nawigacji do wysokości substratosferycznych, usunięcie niebezpieczeństwa obmarzania, obniżenie kosztów konstrukcji i eksploatacji.

Zwłaszcza zasięg jest podstawowym czynnikiem bezpieczeństwa i ekonomii. Weźmy np. samolot, który ma wykonać przelot 3000 km; jeżeli dla ominięcia strefy niebezpiecznego cyklonu będzie on zmuszony zboczyć z założonej trasy, mierząc w kierunku prostopadłym do drogi, o 1000 km, wówczas przebędzie w całości 3900 km. Natomiast samolot, który ma przebyć drogę 6000 km, przy takim samym zboczeniu wykona jedynie 6400 km. Stanowi to dla jednego 30 a dla drugiego 7% nałożenia drogi. Samolot o dostatecznie dużym zasięgu może w razie konieczności wylądować w dowolnym porcie między Irlandią a Marokkiem lub między Nową Funlandią a Meksykiem, rozłożonych w rozpiętości 2500 km.

Tab. 17. Porównanie kosztów i zdolności przewozowej komunikacji morskiej i powietrznej na Atlantyku Pn.[3])

	Parowiec luksusowy	Wodnopłatowiec		Sterowiec	
		średni	duży	średni	duży
Ilość sztuk	1	14	6	10	5
Ilość miejsc pas. w jednostce . . .	2000	40	150	100	200
Ilość podróży na rok	48	2554	730	900	500
Podróż trwa dni .	4—5	1	1	2—2,5	2 - 2,5
Roczna ilość miejsc pasażerskich . .	96.000	100.116	109.500	90.000	100.000
Roczna ilość oferowanych 1000 pas km	576.000	612.000	657.000	540.000	600.000
Roczne koszty własne 1000 zł	44.500	82.500	62 500	118,000	87.500
Roczny koszt własny zł/ pas km ofer. .	0.075	0,138	0,100	0,213	0,150

1) w-g danych C. Piratha.
2) wyjątkowo wysokie.
3) w-g C. Piratha i Extraits from Report of U. S. Martime Commission.

Światowa sieć lotnicza staje się coraz bardziej systemem integralnym. Wszystkie większe T-wa europejskie, poza sowieckimi, współpracują od szeregu lat na bazie porozumienia, jakie stanowi Międzynarodowy Związek Przewoźników Powietrznych — IATA, do którego w r. ub. przystąpiło także Pan American Airways. Obecnie przystępuje doń imperialne T-wo japońskie.

◆

Dla całości rozważań należy tu poświęcić jeszcze parę słów kwestii stosunku handlowej żeglugi powietrznej do sprawy obronności. Wobec tak poważnej roli komunikacyjnej, jaką odgrywa dziś żegluga powietrzna, traktowanie tej floty, jako bezpośredniej rezerwy wojennej należy do przeszłości, nawet w odniesieniu do jednostek używanych w ruchu kontynentalnym lub lokalnym. Takie uproszczone traktowanie sprawy byłoby dziś co najmniej naiwne. Wprawdzie różnice między sprzętem wojennym a handlowym są tu niewielkie w porównaniu z zasadniczymi różnicami, jakie istnieją pomiędzy jednostkami floty morskiej i istnieje w zasadzie możliwość szybkiej i względnie łatwej adaptacji lotniczych handlowych jednostek transportowych do celów wojennych. Jednakże właśnie podczas wojny sprawa utrzymania dalekodystansowych komunikacyjnych połączeń międzynarodowych nabiera pierwszorzędnego znaczenia. Oczywiście w nierównie mniej korzystnych warunkach znajdą się podczas wojny państwa zablokowane. Te zapewne użyją znaczną część swej lotniczej floty handlowej dla celów ściśle wojskowych. Należy się jednak spodziewać, że właśnie w tych warunkach wystąpią pobudki, skłaniające do podejmowania doraźnych przelotów komunikacyjnych, mimo wielokrotnie zwiększonego ryzyka związanego z przelatywaniem zablokowanych stref.

Sprawa obronności obejmuje dziś całokształt zagadnień technicznych i gospodarczych. Stan posiadania w zakresie handlowej żeglugi powietrznej jest więc bardzo poważnym czynnikiem składowym całości potencjału technicznego lotnictwa. Przodujące w lotnictwie państwa traktują program powietrzny militarny i handlowy, jako integralną całość. Klasycznym przykładem jest polityka Wielkiej Brytanii w rozbudowie baz i dróg powietrznych.

◆

Najpoważniejszy stan posiadania w żegludze powietrznej jest dziś udziałem Wielkiej Brytanii i U. S. A. Największą żywotność i największy niejako potencjał ekspansji, biorąc pod uwagę znacznie skromniejsze środki polityczne i finansowe, należy jednak przypisać Niemcom. Posiadają oni największą sieć w Europie, eksploatują linię do Południowej Ameryki i na Bliski i Środkowy Wschód (Iran — Afganistan), finansują wielkie T-wo kontynentalne w Chinach i 2 T-wa w Ameryce Południowej, rozwijają ożywioną penetrację techniczną dzięki zastosowaniu niemieckiego sprzętu w Afryce Południowej i Ameryce Południowej, prowadzą wreszcie kosztowne studia i próby (wodnopłatowce i bazy okrętowe) na Atlantyku Północnym.

Przyszłość żeglugi powietrznej leży na wielkich szlakach w szczególności na oceanach i stanowi ona nieodzowny czynnik ekspansji morskiej. Jak to określa C. Pirath, od celowej syntezy wysiłków obu środków żeglugi powietrznej i morskiej zależeć będzie w przyszłości rezultat ekspansji.

Dobrze się stało, że z okazji jubileuszu XX-lecia komunikacji lotniczej w Polsce i X-lecia pracy P. L. L. „Lot“, złożone zostały przez czynniki miarodajne oświadczenia, dowodzące wysokiej wagi, jaką przywiązują one do zagadnień żeglugi powietrznej i konieczności zapewnienia Polsce należnego jej stanu posiadania na światowej sieci.

Literatura

W. Phal — Die Luftwege der Erde — Hamburg 1936.

H. G. Wells — Historia Świata — Warszawa 1937.

J. Romeyer — Les grands réseaux de l'air — Paris 1938.

I. Sikorsky — The Large Flying Boat, Gesammelte Vorträge der Hauptversammlung 1938 der Lilienthal Gesellschaft für Luftfahrtforschung.

C. Pirath — Der Weltluftverkehr — Berlin 1938.

A. Verdurand — L'avenir des services aériens sur l'Atlantique Nord — L'Aéronautique Mai 1939.

The Importance and the Conditions of Development of Air Transport

Summary

The advance of political, economic and cultural relations during the whole course of the history of civilization has remained in the closest dependence on the development of the technique of communication. The 19th and the 20th centuries owe their rapid growth of world trade to the rise of new, modern, means of communication. World trade and maritime navigation have received a powerful aid in the shape of air services, the importance of which appears primarily on the major trans-continental and trans-oceanic routes.

The author reviews the existing air-lines of world importance, the conditions in which they arose and which will influence the further extension of the system of air-traffic communications: political, economic and cultural conditions, geographical and climatic conditions, the technical aspects of the construction of aircraft, air-ports, the organization of security in flying, and questions connected with the flying personnel. The author then proceeds to an examination of the role played in communication by the existing world air-lines, their costs of operation, tariffs, and degree in which they pay their way.

The possibilities for the further development of the world air-lines are shaping in favourable fashion, and the role of aviation in communication consists primarily in serving the long-distance maritime routes under a system of collaboration with ship traffic, for which the air-lines should be an essential means of cooperation. It would appear that the large 100 — 200 tons hydroplane of the future will be pre-eminent here; as dirigibles have failed to meet expectations, they will not remain factors in competition for air-traffic. Poland possesses convenient situation and appropriate conditions for taking over transit air-traffic on the trans-continental route connecting Europe with the Far East.

In the field of commercial aviation, Great Britain and the United States occupy first places both in point of the number of aircraft and their quality, but Germany would appear to possess the largest potential for activity. The leading countries in the domain of air-traffic treat their programme of maritime and air expansion as an integral whole.

Rola personelu latającego w lotnictwie komunikacyjnym

Juliusz Gilewicz ppłk w s. s.

WSTĘP OD REDAKCJI

Nie można zbyt silnie podkreślić roli, jaką spełnia w komunikacji lotniczej personel latający, odpowiedzialny za życie pasażerów i całość sprzętu. Dotychczasowe osiągnięcia P.L.L. LOT nie byłyby możliwe bez przestrzegania w stosunku do personelu latającego metod doboru i szkolenia, opi anych w poniższym artykule. Metody te wynikają z wprowadzenia w życie podstawowych założeń, ujętych w zamieszczonych na wstępie uwagach ogólnych, których autorem jest ppłk. Wacław Makowski. Jako dowódca pionierskiej załogi LOT'u ktora odbyła w ub. r. głośny przelot Los Angeles — Warszawa, i długoletni dyrektor P.L.L. LOT, ppłk. Makowski dowiódł jak należy wcielać w życie poniższe zasady.

Uwagi wstępne.

Historia każdego komunikacyjnego szlaku zwykle bywa podobna.

Kilka nieudanych prób, kilku zaginionych „szaleńców". Po tym zwycięski lot lotnika, który dopiął celu dzięki swoim kwalifikacjom, sprzętowi oraz przysłowiowemu łutowi szczęścia, które zawsze w takich imprezach odgrywa poważną rolę i częstokroć mierzone jest już nie w łutach, a w funtach i kilogramach. Ale zaledwie przebrzmi efekt wywołany takim błyskotliwym wyczynem, zaledwie społeczeństwo zapomni o emocjonujących opisach trudności i niebezpieczeństw, spotykanych w czasie takiego lotu, na szlaku tym zaczyna się żmudna i odpowiedzialna praca lotnictwa komunikacyjnego.

W swych próbnych lotach lotnictwo komunikacyjne szuka niebezpieczeństw z natury rzeczy unikanych, bądź też przypadkowo spotykanych przez pionierów danego szlaku, szuka i stara się znaleźć metody zwalczania ich.

Doświadczenia te dają konstruktorom podstawę do ulepszenia sprzętu, instalacyj i przyrządów, oraz wskazują kierunki doskonalenia pomocniczych organizacyj służb przyziemnych. Dopiero po uzyskaniu doświadczenia, że trudności napotykane mogą być zwalczone, że „łuty szczęścia" są wyeliminowane do granic normalnego ryzyka komunikacyjnego, lotnictwo zaczyna pełnić normalną pasażerską służbę, a bohaterskie przezwyciężania trudności przez pionierów danego szlaku przeistaczają się stopniowo w twardą służbę załóg regularnie kursujących samolotów.

Dając w ręce odpowiedniego personelu dobre narzędzia, którymi w danym wypadku jest sprzęt i służba pomocnicza, można porywać się na najtrudniejsze zadania.

Taka jest podstawa pracy na wszystkich poważnych szlakach komunikacyjnych, taką też zasadę starają się stosować Polskie Linie Lotnicze „LOT".

Dobór personelu w ogóle, a latającego w szczególności decyduje w znacznej mierze o sprawności komunikacji, z tego też względu zagadnienie to nabiera specjalnego znaczenia. Jakim wymaganiom winien odpowiadać personel latający, a w szczególności pilot, który w naszych warunkach pełni jednocześnie funkcje Dowódcy statku powietrznego?

Pomijając warunki zdrowotne oraz fachowe wykształcenie, które muszą stać na bardzo wysokim poziomie, personel powinien posiadać poczucie odpowiedzialności w największym stopniu. Jest to zasadniczy warunek, eliminujący ze służby lotnictwa komunikacyjnego wielu skądinąd doskonałych lotników.

To poczucie odpowiedzialności za bezpieczeństwo pasażerów i powierzonego mu ładunku musi posiadać dowódca statku nie tylko osobiście, lecz powinien również potrafić wszczepić je podległej mu załodze.

Drugą zasadniczą cechą charakteru dowódcy statku powinno być opanowanie i spokój w najcięższych chwilach i warunkach. Tylko opanowanie i spokój dowódcy zapewni powzięcie trafnej decyzji oraz ścisłe wykonywanie jego rozkazów przez pozostałych członków załogi, jak również utrzyma porządek na pokładzie, szczególnie konieczny w ciężkich warunkach lotu.

Lotnictwo to łatwa rzecz, tylko nie wolno się mylić — taką charakterystykę często można słyszeć z ust doświadczonych lotników. Te cechy charakteru, o których wspominałem zapewniają w dużym stopniu uniknięcie tych właśnie fatalnych omyłek, drobnych zaniedbań, które w lotnictwie nigdy nie są drobnymi.

Takie mniej więcej wrodzone cechy charakteru wyrobione i zahartowane w ciężkiej codziennej służbie lotnictwa komunikacyjnego wytwarzają specjalny międzynarodowy typ ludzi powietrza, opanowanych w ruchach i słowach, z dużym poczuciem koleżeństwa zawodowego.

Dużą zasługą starszego personelu P.L.L. „LOT" jest to, że nie tylko wyrobili od początku dobre imię polskiemu lotnictwu komunikacyjnemu na terenie międzynarodowym, lecz potrafili przeszczepić swoje doświadczenie młodemu pokoleniu, które niewątpliwie zachowa te tradycje i przekaże je następnym po sobie pokoleniom.

Poniższe sprawozdanie pozwoli czytelnikowi na zorientowanie się w formalnych warunkach przyjęcia i warunkach pracy personelu latającego.

Ppłk. inż. Wacław Makowski

Wstęp.

W początkowym okresie rozwoju P.L.L. „LOT", personel latający składał się wyłącznie z pilotów. Samoloty komunikacyjne jednosilnikowe, rozporządzające nieznacznym ciężarem użytkowym, wyposażone w bardzo prymitywne przyrządy pokładowe i nawigacyjne, nie wymagały zwiększonej obsługi fachowej w czasie lotu.

Piloci rekrutowali się wyłącznie ze służby wojskowej. Zasadniczym wymaganiem była dobra opinia fachowa z punktu widzenia oceny pracy pilota wojskowego. Toteż nie byli oni przygotowani teoretycznie do pracy w komunikacji lotniczej i nie posiadali niezbędnego wykształcenia fachowego, jak również wzorów regulaminów, określających zakres i istotę pracy. A służba była pionierskim eksperymentem i samorzutną szkołą doświadczenia. Dzięki osobistym zdolnościom poszczególnych jednostek i zdobytemu doświadczeniu ta grupa personelu latającego osiągnęła odpowiedni poziom.

Szybki rozwój techniki lotniczej i konkurencja państw zdobywających stale nowe szlaki o coraz to większych odległościach, postawiły na czele zagadnień komunikacji lotniczej hasła: bezpieczeństwo, regularność, szybkość i komfort. Fabryki lotnicze zaczęły budować samoloty wielosilnikowe o dużej nośności i zasięgu, wyposażając je w szereg przyrządów zapewniających bezpieczeństwo i szybkość lotu, ułatwiających nawigację w trudnych i zmiennych warunkach klimatycznych i atmosferycznych. Łącznie z powyższym powstało zagadnienie wieloosobowej załogi statku powietrznego, fachowo wyszkolonej, którąby wykonywała poszczególne funkcje.

Obecnie personel latający P.L.L. „LOT" składa się z 3-ch kategorii specjalistów:

a) piloci,
b) radiooperatorzy,
c) mechanicy pokładowi — stewardzi.

Piloci.

Do grupy pierwszej (pilotów) są przyjmowani kandydaci, którzy odpowiadają następującym warunkom, uważanym za minimum:

1) ukończenie szkoły podchorążych rez. lotnictwa.
2) przeszkolenie w lotach nocnych i ślepych;
3) wylatanie co najmniej 150 godzin na współczesnych samolotach wojskowych, oraz odpowiedni trening w klubach lotniczych;
4) wiek — nie przekraczający 28 lat.

Poza tym wymagana jest znajomość 1—2 języków obcych, dobra opinia wojskowa oraz absolutna zdolność do pełnienia służby pilota komunikacyjnego według oceny Instytutu Badań Lotniczo-Lekarskich.

Kandydaci odpowiadający powyższym warunkom przechodzą specjalne wyszkolenie, o bardzo szerokim zakresie wiedzy teoretycznej, praktycznego treningu i pracy przygotowawczej. Kurs teoretyczny, trwający 3 miesiące, obejmuje poza gruntowną znajomością sprzętu lotniczego (płatowca i silnika) zakres wiedzy i dziedziny meteorologii i synoptyki, nawigacji, map, warunków bezpieczeństwa i urządzeń pomocniczych przyziemi oraz higieny lotniczej i ratownictwa doraźnego.

Praktyczne wyszkolenie w lotach traktowane jest bardzo szeroko. Obejmuje ono wszystkie typy posiadanych samolotów oraz systematyczny trening na specjalnych przyrządach do szkolenia w pilotażu (Link Trainer).

Specjalną uwagę poświęca się szkoleniu w lotach bez widoczności i przy złych warunkach atmosferycznych. Przewidziane są loty we mgle, nocne, lądowanie na „ZZ" i radiolatarnie przy pomocy przyrządów pokładowych i urządzeń przyziemnych i t. d.

Piloci muszą przejść przeszkolenie w lotach na jednym silniku, wykazać się umiejętnością lądowania bez silników, bez posługiwania się urządzeniami hamującymi (klapy i hamulec) na ograniczonych terenach lądowania i t. p. Po ukończeniu takiego przeszkolenia kandydat na pilota lata co najmniej rok, w charakterze drugiego pilota, pod kierownictwem starszych doświadczonych pilotów i dopiero po gruntownym zapoznaniu się z trasami i warunkami lotów komunikacyjnych otrzymuje prawo samodzielnego wykonywania służby pilota komunikacyjnego, początkowo na trasach krótkich, nizinnych — w kraju, a po nabyciu rutyny na międzynarodowych szlakach górskich i morskich.

Radiooperatorzy.

Ta grupa personelu latającego została wprowadzona w P.L.L. „LOT" znacznie później od pilotów (od roku 1933) z chwilą, gdy zaczął tego wymagać rozwój techniczny sprzętu. Personel rekrutuje się z grupy specjalistów radio Marynarki Wojennej i Handlowej, bądź też radiotelegrafistów Ministerstwa Poczt i Telegrafów. Do P.L.L. „LOT" przyjmuje się materiał doborowy, posiadający gruntowną znajomość sprzętu i dużą praktykę ruchową. Wymagana jest znajomość co najmniej jednego języka obcego, nie przekroczony wiek 32 lat i absolutna zdolność do służby w powietrzu.

Kandydaci odpowiadający powyższym warunkom przechodzą specjalne wyszkolenie z dziedziny sprzętu i specyficznych warunków pracy radiooperatora statku powietrznego, zaznajamiając się z międzynarodowymi przepisami korespondencji radiotelegraficznej i współpracą z przyziemiem. Poza licencją radiooperatora muszą oni złożyć egzamin z zakresu wiadomości mechanika pokładowego t. j. obsługi płatowca i silników i odbyć należyty trening we współpracy z pilotem w lotach i lądowaniach bez widoczności.

Mechanicy pokładowi.

Grupa ta rekrutuje się ze zdolniejszych i inteligentniejszych mechaników Stoczni P.L.L. „LOT" po odbyciu 5—6-letniej praktyki w obsługiwaniu samolotów. Dodatkowo doszkala się mechaników pokładowych w umiejętności pełnienia służby stewarda. Niezależnie od powyższego muszą oni ogólnie zaznajomić się z zakresem pracy radiooperatora oraz posiadać znajomość co najmniej jednego języka obcego.

Warunki pracy personelu latającego.

Specjalny charakter służby personelu latającego w komunikacji zmusza ich poza przepisami lotniczymi do gruntownej znajomości szeregu przepisów władz bezpieczeństwa, dewizowych, policyjnych, pocztowo-komunikacyjnych i t. p. Warunki pracy personelu latającego są bardzo trudne i wymagają poza wyszkoleniem specjalnym, wysokich kwalifikacji moralnych i fizycznych. Charakterystyka tej pracy wynika

z podstawowych wymagań lotnictwa komunikacyjnego streszczających się jak już wspomniałem w postulatach: bezpieczeństwo, szybkość, regularność i komfort.

Postulaty te nakładają na personel obowiązek:

a) doskonałej znajomości i opanowania sprzętu oraz pilotowania i nawigowania w różnorodnych warunkach atmosferycznych i terenowych. Loty komunikacyjne odbywają się często w bardzo złych warunkach atmosferycznych nad terenami górskimi i morzem w czasie burz, mgieł i zmian temperatury, powodujących oblodzenie płatowca;

b) opanowania i zachowania zimnej krwi w wypadkach ciężkich warunków lotu połączonego z poczuciem odpowiedzialności za całość i bezpieczeństwo oraz wygodę pasażerów i ładunku.

Personel latający w komunikacji, pełni swą służbę w specyficznych warunkach, wymagających bardzo dużej wytrzymałości fizycznej. Loty 6—7-godzinne na dużych wysokościach, nad trudnymi pod względem orientacyjnym trasami, zmuszają do dużych wysiłków fizycznych, a obsługa nowoczesnego sprzętu wymaga specjalnego napięcia wzroku, słuchu i pamięci.

Spędzając niemal połowę służby poza stałym miejscem zamieszkania w zmiennych warunkach klimatycznych i żywnościowych, personel latający zmuszony jest podporządkowywać się wymaganiom specjalnej higieny lotniczej, jednak mimo to zużywa się znacznie szybciej.

Dużym ułatwieniem w pracy personelu latającego, oszczędzającym jego siły i zdrowie jest doskonałe wyposażenie nowoczesnych samolotów komunikacyjnych. Pilot automatyczny, mechaniczne podnoszenie i opuszczanie podwozia i klap i t. p., oraz wieloosobowość załogi, i racjonalny podział funkcyj są najważniejszymi czynnikami, ułatwiającymi ciężką i trudną służbę personelu latającego. Zaoszczędzają one wysiłek fizyczny i pozwalają na dokonywanie normalnych i regularnych lotów komunikacyjnych na przestrzeniach i w warunkach, których pokonywanie jeszcze do niedawna było uważane za rekordowe wyczyny jednostek.

Natężenie pracy personelu latającego P.L.L. „LOT" nie jest zbyt wielkie i w żadnym wypadku nie przekracza norm, stosowanych w innych państwach. Maksymalne normy amerykańskie są niemal o 100% większe. Przy obsługiwaniu obecnych szlaków P.L.L. „LOT" wypada średnio na pilota około 130.000 km. rocznie. Dla radiooperatorów i mechaników pokładowych liczba ta wynosi około 150.000 km.

Jako orientacyjną normę długotrwałości pracy personelu latającego przyjęto 15 lat.

Personel latający korzysta w ciągu roku z 4—6 tygodniowych urlopów wypoczynkowych, zależnie od kategorii. Poza tym szeroko stosowane są urlopy zdrowotne i wypoczynkowe według wskazań Instytutu Badań Lotniczo-Lekarskich.

Personel latający P.L.L. „LOT" pełni swą codzienną służbę z całym poświęceniem i ambicją, współzawodnicząc chlubnie na międzynarodowych szlakach powietrznych z kolegami z zagranicy, to też P.L.L. „LOT", zdając sobie sprawę, jaki wysiłek wkłada się w dobór i wyszkolenie tego personelu, dbają o stworzenie dla niego możliwie najkorzystniejszych warunków i atmosfery pracy.

The Part of the Flying Personnel in Air Transport

Summary

The importance of the flying personnel in air line operation is emphasized in a special introduction written by col. Makowski, general manager of the P.L.L. LOT, who commanded the Lockheed 14 plane during the famous flight Los Angeles — Warsaw in 1938. Col. Makowski shows how the yesterday's pioneers have evolved into today's air line pilots.

The main part of the article outlines the methods of training the flying personnel as used by the P.L.L. LOT with special reference to the following groups: pilots, radiooperators and flight-engineers. The responsibilities involved in their work impose a very high standard of qualifications, perfectly achieved by the flying staff of the Polish Airlines.

Komunikacja lotnicza w służbie politycznej ekspansji narodu

Mówiąc o znaczeniu komunikacji lotniczej, ma się zazwyczaj na myśli jej rolę, jako szybkiego środka transportowego, aktualną w czasie pokoju, bądź też zadania. jakie samoloty komunikacyjne mogą spełniać podczas wojny po ewentualnym przerobieniu ich na samoloty wojskowe. W pierwszym wypadku chodzi o cele przede wszystkim gospodarcze, w drugim zaś — wojskowe. Mało kto natomiast zdaje sobie sprawę z niezmiernie doniosłych zadań, jakie komunikacja lotnicza może i powinna spełniać w czasach pokojowych jako narzędzie ekspansji politycznej narodu, kierowane przede wszystkim przez Ministerstwo Spraw Zagranicznych przy niemałym udziale wojska. Doskonałym przykładem spełniania przez komunikację lotniczą tego rodzaju zadań daje artykuł p.t. „Jak lotnictwo włoskie sprawuje kontrolę nad morzem Śródziemnym", zamieszczony we francuskiej L'Illustration z dnia 22.IV. 1939.

Każdy dobrze wie o dążeniu Włoch do opanowania morza Śródziemnego, na co wskazują m. in. zaangażowanie się w wojnie hiszpańskiej, aneksja Albanii i propagandowe hasła przyłączenia Korsyki i Tunisu. Wszystkie te i inne jeszcze tendencje wynikają z niezwykłą wyrazistością z mapy włoskich połączeń lotniczych nad morzem Śródziemnym, których intensywność nie da się w żaden sposób uzasadnić względami gospodarczymi. Wspomniany artykuł wskazuje na wielkie możliwości, jakie daje komunikacja lotnicza z jednej strony jako narzędzie współpracy z ewentualną akcją wojskową (przykład: użycie komunikacji lotniczej państw „osi" podczas wojny hiszpańskiej), z drugiej strony zaś jako środek przygotowawczy do dalszej ekspansji (przykłady: opanowanie Albanii przez włoską komunikację lotniczą przeszło 10 lat przed aneksją, gęsta sieć połączeń lotniczych, wiążących Włochy z Tunisem, oraz system linii, oplatających okolice Gibraltaru).

Komunikacja lotnicza jest idealnym narzędziem do wymienionych celów, pozwala bowiem zainteresowanemu państwu na szybkie zbieranie potrzebnych informacji, dokonywanie transportów i in. Ponadto godna uwagi jest łatwość uchylenia się tego rodzaju akcji spod ewentualnej kontroli. Możność występowania zawodowych wojskowych w roli cywilnych pasażerów, trudność zorganizowania kontroli lotnisk równie skutecznej, jak kontrola wybrzeży, i inne względy, pozwalają komunikacji lotniczej spełniać tego rodzaju polityczną rolę znaczenie „dyskretniej", aniżeli inne środki.

Inż. Jan Tuszyński.

Rozwój środków technicznych komunikacji lotniczej w Polsce

Inż. Eugeniusz Roland
Dyrektor Techniczny P. L. L. „LOT"

Po zakończeniu wojny światowej, która spowodowała błyskawiczny wprost rozwój lotnictwa i wykazała jego zalety jako środka komunikacji i transportu, wszystkie państwa bardziej uprzemysłowione przystąpiły do organizowania regularnych linii komunikacji lotniczej. Jako sprzęt były używane początkowo przerobione samoloty wojskowe, jednak rychło pojawiła się konieczność stworzenia sprzętu specjalnie przystosowanego do komunikacji.

Gdy inne państwa zażywały błogiego spokoju, nad Polską szalała jeszcze zawierucha wojenna. Cały wysiłek skierowany był na rozbudowę lotnictwa wojskowego, a wyniszczenie kraju długotrwałą wojną nie sprzyjało jego tworzeniu. Sprzęt pozostawiony przez zaborców był przestarzały i źle utrzymany, a brak jakiegokolwiek przemysłu lotniczego, a nawet warsztatów remontowych, stwarzał sytuację naprawdę ponurą.

Mimo, że cały wysiłek pracy i woli skierowany jest na lotnictwo wojskowe, pojawiają się choć sporadycznie i nieśmiało starania o stworzenie polskiej komunikacji lotniczej. Już w roku 1919 Polska podpisuje międzynarodową konwencję lotniczą.

Rozwój komunikacji lotniczej wszedł u nas na normalne tory w roku 1921 czyli po zwycięskim zakończeniu walk na wschodzie. Powstaje kolejno kilka towarzystw jak Aerotarg, Aeroloyd, Aero, które utrzymują połączenia stałe lub okresowe między szeregiem miast polskich, łącząc je z tak ważnym węzłem komunikacyjnym, jakim był wówczas Wiedeń. Poza tym Rząd R. P. udzielił koncesji towarzystwu „Compagnie Franco-Roumaine de Navigation Aérienne" na utrzymywanie połączeń Paryż — Praga — Warszawa.

Płatowce i silniki

Jako pierwszych samolotów na polskich liniach lotniczych używano jednosilnikowych Junkersów F 13 zaopatrzonych w silniki Junkers L-5 o mocy 180 KM lub B.M.W. L-2 o mocy 300 KM. Był to sprzęt na owe czasy bardzo dobry i pewny. Wybór padł na sprzęt niemiecki ze względu na to, że Niemcy, którym traktaty zabraniały posiadania lotnictwa wojskowego, skierowały cały wysiłek swego przemysłu lotniczego na produkcję samolotów komunikacyjnych i sportowych, co dało bardzo dobre rezultaty. Samoloty te były całkowicie metalowe o krytej kabinie, mieszczącej czterech pasażerów. Załoga składała się z pilota i mechanika. Szybkość podróżna samolotu wynosiła 150 km/godz.

Z biegiem czasu, po blisko dziewięcioletniej służbie na liniach, stają się Junkersy sprzętem przestarzałym. Zakupiono więc w Holandii samoloty Fokker F VII z potężnymi wówczas silnikami Lorraine Dietrich 450 KM, oraz zaczyna się budować w Lublinie z licencji samoloty Fokker F VII z trzema silnikami Wright Whirlwind 220 KM również budowanymi w Polsce z licencji przez Polskie Zakłady Skody. Junkersy służyły początkowo jako rezerwa liniowa, później do treningu i szkolenia się, a wreszcie zostały całkowicie wycofane.

Samoloty Fokker były konstrukcji mieszanej. Kadłub i stery z rur stalowych spawanych kryte płótnem, a skrzydło drewniane kryte sklejką. Obszerna, wygodna kabina pasażerska mieściła 8-miu podróżnych, załogę składającą się z pilota i mechanika, a po wprowadzeniu na samoloty radiostacji — z pilota i radiooperatora. Szybkość podróżna Fokkerów wynosiła około 160 km/godz.

W roku 1933 sprzęt linij uzupełniony został przez serię polskich samolotów P.W.S. 24, zaopatrzonych w silniki Wright 220 KM. Były to sześcioosobowe górnopłaty o cechach konstrukcyjnych i osiągach Fokkerów. Silniki Wright zamieniono później na mocniejsze Waspy.

Okres 1934—35 r. przynosi całkowite unowocześnienie sprzętu P.L.L. „LOT". Stary sprzęt otrzymał nowoczesne mocniejsze silniki, ponadto zaś poczyniono szereg udoskonaleń, zapewniających wygodę pasażerów. Tak więc wprowadzono izolację akustyczną kabin, należytą wentylację i ogrzewanie.

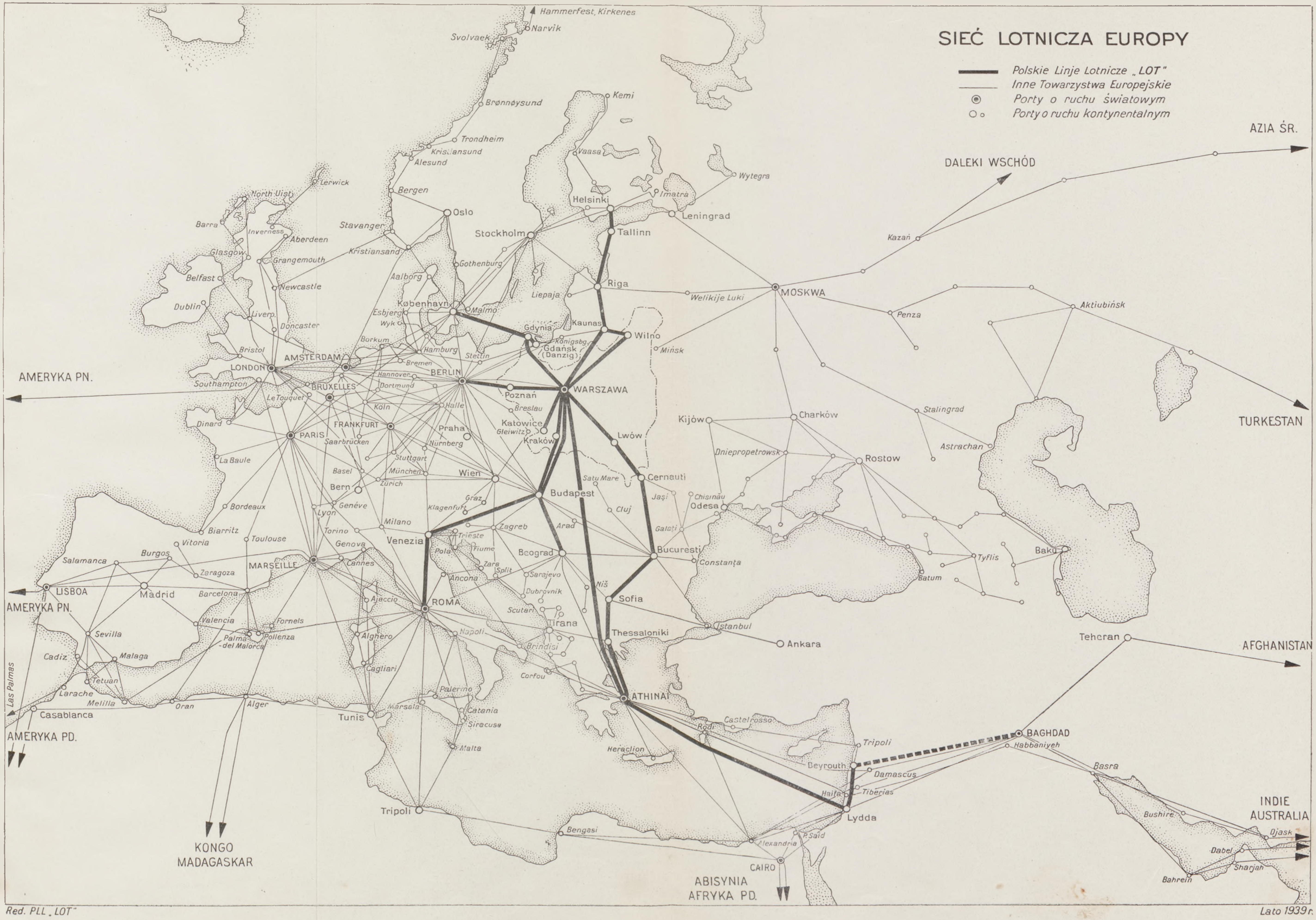
Proces wyrównywania poziomu użytkowego sprzętu z zagranicą został zamknięty ostatnim etapem, którym było wprowadzenie nowoczesnych samolotów amerykańskich.

Samoloty Douglas DC-2 i Lockheed „Electra" 10-A posiadają szybkość ok. 300 km/godz., która uzyskana została nie tylko przez kosztowne podwyższenie mocy silników, lecz głównie przez udoskonalenie kształtów aerodynamicznych. Są to całkowicie metalowe, dwusilnikowe dolnopłaty spełniające warunki bezpieczeństwa, wygody i komfortu.

Samolot Douglas DC-2 z silnikami Pegasus VI po 680 KM zabiera 14 pasażerów, 3 członków załogi, a w bagażnikach około 1000 kg ładunku. Zapas paliwa daje zasięg 1800 km.

Samoloty Lockheed Electra z silnikami Wasp Junior 400 KM, przeznaczone do krótszych przelotów, zabierają 10 pasażerów i dwóch członków załogi. Bagażniki pomieścić mogą 400 kg bagażu, a zasięg wynosi około 1100 km.

Wzmożony ruch na liniach i coraz wyższe wymagania, stawiane komunikacji lotniczej, spowodowały konieczność zakupienia 6 nowych wielkich samolo-



Southampton (Anglia) jest również portem o ruchu światowym, czego na mapie nie zaznaczono.







„LOT“ w początkach istnienia.
Od góry: Samoloty PWS 24. Junkers F 13 (z lewej) i Fokker FVII; Pierwszy dworzec lotniczy we Lwowie.

tów. Ponieważ rynek krajowy nie mógł pokryć zapotrzebowania, dostawcą musiała zostać firma zagraniczna. Zamówienie to poprzedzone było studiami i kalkulacjami oraz osobistym zaznajomieniem się przedstawicieli „LOT'u“ z przemysłem amerykańskim, w wyniku czego zakupiono samoloty Lockheed 14 H z dwoma silnikami Hornet SIE-G o mocy 750 KM każdy.

Szybkość podróżna tych samolotów wynosi 330 do 350 km/godz, a zasięg dochodzi do 3100 km. Zabierają one 12 pasażerów i około 1500 kg ładunku. Jest to sprzęt całkowicie nowoczesny zaopatrzony we wszelkie ostatnie zdobycze techniki w dziedzinie wyposażenia.

Wszystkie samoloty kursujące obecnie na liniach „LOT'u“ zaopatrzone są w klapy skrzydłowe i chowane podwozia. Napęd chowania podwozia jest hydrauliczny (DC-2, Lockheed 14) lub elektryczny (Electra). Lockheed 14 posiada klapy typu Fowlera, które wpływają nie tylko na zmianę współczynnika oporu skrzydła, lecz i na powiększenie powierzchni nośnej. Napęd klap podobnie jak podwozia na samolotach DC-2 i Lockheed 14 jest hydrauliczny, zaś na samolocie Lockheed Electra — elektryczny. Powierzchnie sterów i lotek są odciążone statycznie i dynamicznie w celu usunięcia niebezpieczeństwa drgań oraz zmniejszenia sił na sterownicy i posiadają klapki Flettnera sterowane z kabiny załogi.

Silniki są wymienne wraz z łożami. Wszystkie przewody i napędy są rozłączalne w płaszczyźnie umocowania łoża, co znacznie ułatwia montaż i demontaż silników. Dla uniknięcia szkodliwych drgań zawieszono silniki na odpowiedniej amortyzacji, to samo dotyczy tablic przyrządów pokładowych, radiostacji i t. p. Powierzchnie podlegające obmarzaniu, jak krawędzie natarcia skrzydła i sterów, zaopatrzone są w pneumatyczne lodochrony.

W celu zapewnienia należytego utrzymania sprzętu silnikowego i płatowcowego kierownictwo P. L. L. „LOT“ postawiło na wysokim poziomie warsztaty remontowe. Szczególnie dotyczy to warsztatu silnikowo-śmigłowego z dwustoiskową hamownią oraz działem przyrządów precyzyjnych. Odbywają się tu naprawy najbardziej skomplikowanych przyrządów pokładowych, a kontrola przeprowadzona jest według nowoczesnych metod.

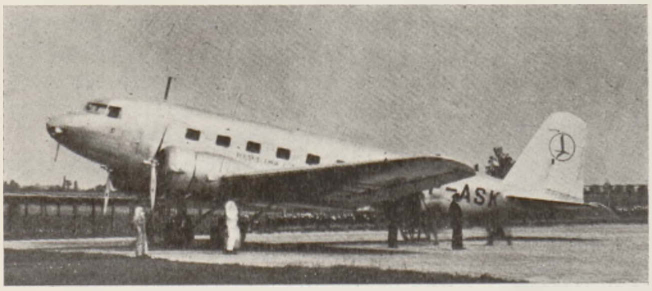
W dziale śmigieł kroczą P. L. L. „LOT“ stale z postępem techniki, wprowadzając natychmiast wszelkie godne zastosowania nowości. W roku 1937 zastosowano śmigła o skoku nastawnym „constant speed“ dające w różnych fazach lotu najlepsze wykorzystanie mocy silnika. Ostatnio P.L.L. „LOT“ zainteresowały się śmigłami „Hydromatic“, umożliwiającymi nie tylko lot na stałych obrotach, lecz także natychmiastowe zatrzymanie silnika w locie i ustawienie łopat śmigła na minimum oporu.

W dążeniu do obniżenia kosztów eksploatacji przez oszczędność na paliwie, używa „LOT“ analizatorów spalin oraz specjalnych gaźników o automatycznej regulacji składu mieszanki (silniki Hornet SIE-G).

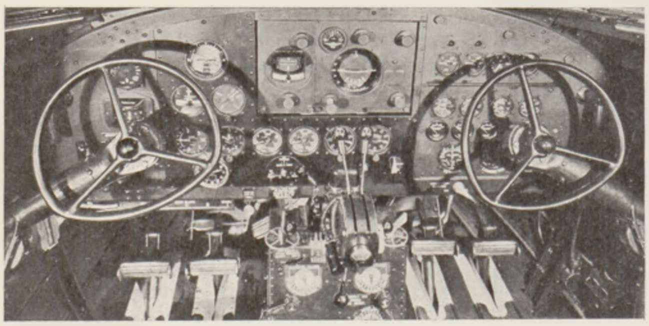
Sprzęt pokładowy

Ciekawy rozdział w historii P.L.L. „LOT“ zajmuje niewątpliwie rozwój sprzętu pokładowego, t. j. tych przyrządów, urządzeń i akcesorii, które stanowią wyposażenie samolotu komunikacyjnego poza skorupą samolotu z podwoziem, silnikami i śmigłami, oraz kabiną pasażerską wraz z jej umeblowaniem. Rozdział ten obejmuje zatem omówienie w ujęciu rozwojo-











Współczesny sprzęt P.L.L. „LOT".
Od góry i od lewej ku prawej: Lockheed 14 H na tle portu lotniczego Warszawa—Okęcie, Douglas DC-2, Lockheed „Electra" 10 A, Lockheed „Electra" — stanowisko pilota, Junkers Ju 52.

wym przyrządów pokładowych nawigacyjnych, silnikowych i innych oraz instalacji elektrycznej.

W ciągu pierwszych 7 lat historii lotnictwa komunikacyjnego w Polsce (od r. 1922 do r. 1928), w czasie których komunikacja lotnicza odbywa się na 4-osobowych samolotach Junkers F 13, sprzęt pokładowy ma bardzo słabe tendencje rozwojowe. Nawigacja odbywa się z początku, (1922—1924 r.) za pomocą tylko dwóch przyrządów: szybkościomierza i busoli. Nawet pomiar wysokości nie wchodzi w rachubę. Wysokość ocenia pilot na oko, a bliższe dane o nabieraniu lub traceniu wysokości czerpie z obserwacji szybkościomierza i obrotomierza. Na tablicy przyrządów widzimy szybkościomierz, obrotomierz i manometr ciśnienia oleju. Busola, umieszczona z boku siedzenia pilota przy ścianie kabiny, oraz szklany termometr wody w chłodnicy silnika na zewnątrz kabiny uzupełniają niewielki komplet sprzętu pokładowego. Duże wymiary i ubogie wykończenie charakteryzują przyrządy pokładowe tego okresu. Tablica przyrządów wykonana z drewnianej sklejki.

W roku 1924 przyrządy pokładowe wzbogacają się o wysokościomierz, oczywiście mało dokładny i orientujący pilota tylko z grubsza o wysokości lotu.

Wykonanie z tymi przyrządami przelotu w złych warunkach atmosferycznych, jak to nawet wówczas dość często miało miejsce, kilkuminutowego lotu bez widoczności, lub przebicia chmury czy zasłony mgieł, było wyczynem, opierającym się wyłącznie na instynkcie lotniczym i rutynie pilota.

Dopiero od końca 1928 roku rozpoczyna się nowy etap rozwojowy w dziedzinie sprzętu pokładowego. W grudniu 1928 r. P.L.L. „LOT", które przejęły agendy „Aerolotu", otrzymują z Holandii pierwszy transport samolotów Fokker 1-silnikowych, 10-osobowych z potężnymi na owe czasy silnikami L.D. 450 KM.

Samoloty te mają już wyraźne znamię postępu lotniczego także i pod względem sprzętu pokładowego. Na tablicy pokładowej obok wysokościomierzy zajmuje miejsce pierwszy podstawowy przyrząd do lotów bez widoczności: kontroler lotu Badina, francuskiego pochodzenia — kombinacja szybkościomierza, zakrętomierza i chyłomierza poprzecznego. Zostaje wprowadzony do użytku i chyłomierz podłużny, który razem z kontrolerem lotu daje obraz położenia samolotu w stosunku do jego trzech osi: podłużnej, poprzecznej i pionowej. Do zespołu przyrządów nawigacyjnych przybywa jeszcze zegar czasowy.

Powiększa się jednocześnie znacznie zespół przyrządów silnikowych. Składa się mianowicie z obrotomierzy, manometrów benzyny, manometrów oleju, termometrów oleju i termometrów wody chłodzącej silnik.

Fokkery 1-silnikowe P.L.L. „LOT" mają także i instalację elektryczną na wysokim poziomie. Pod kadłubem samolotu umieszczono prądnicę prądu stałego, z własnym śmigiełkiem. Prądnica ładuje w locie akumulator pokładowy, jako źródło sieci elektrycznej na samolocie. Sieć obsługuje światła pozycyjne dla lotów nocnych, reflektor samolotowy do lądowania, oświetlenie tablicy przyrządów i oświetlenie kabiny dla pasażerów. Do włączenia i wyłączenia poszczególnych odbiorników sieci elektrycznej zainstalowano obok tablicy przyrządów tablicę rozdzielczą urządzeń elektrycznych.

Pneumatyczny rozrusznik silnikowy, oraz hamulce na koła samolotu z manometrami powietrza uzupełniają urządzenia pokładowe na Fokkerach 1-silnikowych.

Już w następnym roku, 1929, obserwujemy nową fazę rozwojową z przybyciem na służbę do P.L.L. „LOT" Fokkerów 3-silnikowych. Ilość przyrządów silnikowych zwiększa się trzykrotnie, przy czym na gondolach silników bocznych zostają umocowane pomocnicze tablice przyrządów, zawierające zespoły przyrządów silnikowych: obrotomierzy, manometrów i termometrów. Przyrządy te, znajdujące się na zewnątrz kadłuba samolotu, w nocy oświetlane własnymi żarówkami, pilot obserwuje przez szyby kabiny.

W trosce o zwiększenie bezpieczeństwa lotów, P.L.L. „LOT" podciągają na coraz wyższy poziom jakość sprzętu wyposażenia. Dotyczy to w pierwszym rzędzie przyrządów pokładowych; przeprowadza się systematyczne studia nad typami przyrządów różnego pochodzenia, w wyniku czego następuje znormalizowanie przyrządów według ich typów, pochodzenia, a nawet sposobu rozmieszczenia na tablicach. Przyrządy nawigacyjne w tym okresie rozwoju (1931—1932) zostają powiększone o wariometr, busolę odległościową (1933), wreszcie osobny zakrętomierz zamiast kontrolera lotu Badina, oraz horyzont i żyro kierunkowe (1933—1934).

W tym okresie (1933—1934) P.L.L. „LOT" zaczynają czerpać coraz więcej swego sprzętu pokładowego z rynku amerykańskiego, który pod względem jakości i dokładności swych przyrządów pokładowych i akcesorii lotniczych staje na czele produkcji światowej na tym odcinku, dając coraz bardziej nowoczesny i udoskonalony sprzęt. W latach 1934 i 1935 jakość przyrządów pokładowych na samolotach P.L.L. „LOT" osiąga bardzo wysoki poziom. Wszystkie tablice przyrządów pokładowych zostają elastycznie podwieszone dla usunięcia szkodliwych dla przyrządów wibracji. Zostają zdjęte z kadłubów samolotów rury Venturi do napędu przyrządów żyroskopowych i zamienione na pompy próżniowe, zabudowane na silnikach. Szereg dotychczas używanych przyrządów silnikowych zastąpiono elektrycznymi (obrotomierze, termometry oleju, gaźnika, cylindrów, powietrza, kabiny). Szybkościomierze otrzymują dysze Pitota elektrycznie podgrzewane przeciw obmarzaniu. Zostaje wprowadzona sygnalizacja elektryczna spadku ciśnienia dla manometrów.

W następstwie dalszego rozwoju sprzętu elektrycznego w tym okresie wprowadzono rozruszniki elektryczne; znajdujące się na zewnątrz kadłubów prądnice ze śmigiełkami oświetleniowe i do radiostacji zamieniono na prądnice oświetleniowe osadzone na silnikach, oraz na przetwornice do radiostacji, umieszczone wewnątrz kadłuba a zasilane z akumulatorów.

W roku 1933 powstaje w stoczni P.L.L. „LOT" pracownia i laboratorium do kontroli i naprawy przyrządów pokładowych, oraz pracownia i laboratorium radioelektryczne.

Zestawienie charakterystyk samolotów P.L.L. „LOT"

Typ	Lata służby	Silniki	Rozpiętość m	Długość m	Ilość pasaż.	Szybkość przelotowa km/godz.	Ładunek kg	Zasięg km
Junkers F13	1921—1930	1 siln. Junkers-L-5-180 KM	17,75	9,60	4	150	400	600
Junkers F13	1921 1930	1 siln. B.M.W.-L-2-300 KM	17,75	9,60	4	160	400	600
Fokker FVII-IM	1931—	1 siln. Lorraine-Dietrich 450 KM	19,31	14,4	8	160	690	900
Fokker FVII-IIIM	1932—	3 siln. Wright 220 KM	21,76	14,4	8	160	217	1240
P.W.S.-24	1933—	1 siln. Wright 220 KM	15,00	10,57	6	160	345	930
Fokker FVII-IIIM	1934—	3 siln. Wasp. Jr. 400 KM	21,76	14,56	8	170	237	1000
P.W.S.-24	1934—	1 siln. Wasp. Jr. 400 KM	15,00	10,57	6	175	345	1000
Douglas DC-2	1935—	2 siln. Bristol-Pegasus VI 680 KM	25,90	18,90	14	300	1000	1800
Junkers Ju 52	1935 -	3 siln. Bristol-Pegasus VI 680 KM	29,25	18,90	15	300	1065	1540
Lockheed Electra 10-A	1936/7—	2 siln. Wasp. Jr. 400 KM	16,76	11,76	10	300	400	1100
Lockheed 14H	1938—	2 siln. Pratt Whitney Hornet SIE-G 750 KM	19,96	13,51	12	350	1500	3100

Pracownie te rozwijają się i rozbudowują w szybkim tempie, równolegle do rozwoju przyrządów pokładowych i sprzętu radio-elektrycznego, i osiągają całkowitą samowystarczalność w dziedzinie napraw, przeróbek, prac instalacyjnych i kontroli.

Sprzęt radiowy

Celem zapewnienia łączności pilota z ziemią wyłoniła się konieczność zainstalowania na samolotach aparatów radiowych. Pierwsza stacja zamontowana była na samolocie „LOT'u" w roku 1929. Ze względu jednak na brak lotniskowych urządzeń radiowych żadnej roli nie odegrała.

W roku 1930, w związku z uruchomieniem w Warszawie pierwszej stacji przyziemnej, zakupiono w firmie Telefunken stację korespondencyjną dla jednego z samolotów. Zaburzenia jednak w działaniu aparatury spowodowane nieekranowaną instalacją zapłonową silnika były tak silne, że całkowicie uniemożliwiały odbiór. W tymże roku przeprowadzono próby z modelową stacją pokładową, wykonaną przez Państwową Wytwórnię Łączności, oraz z dwiema stacjami firmy Philips. Próby te wykazały zdolność powyższego sprzętu do pracy, mimo silnych przeszkód ze strony silnika. Przeprowadzone we własnym zakresie próby nad usunięciem przeszkód przez ekranowanie instalacyj silnikowych nie dały niestety całkowicie zadowalających wyników, co spowodowało zaniechanie dalszych doświadczeń w tym kierunku.

W ciągu roku 1931—32 zamontowano 17 radiostacyj produkcji krajowej typu L.C. na samolotach Fokker F VII. W rok później wszystkie samoloty P.W.S. 24 zaopatrzone zostały w stacje małej mocy typu L.M. Ekranowane nowoczesne silniki Wasp pozwalały na całkowicie poprawne działanie instalacyj.

Rok 1935 przyniósł dalsze inowacje. Wprowadzono pierwsze pokładowe stacje goniometryczne i odbiorniki do lądowania systemem „ZZ" oraz na radiolatarnię. Urządzenia te wraz z nadajnikami typu 20 W weszły do wyposażenia samolotów Douglas DC-2.

W okresie 1936—7 zamówiono wg własnych warunków technicznych, po przeprowadzeniu szeregu prób nad egzemplarzami modelowymi, serię radiostacyj korespondencyjnych typu LCN dla samolotów Lockheed „Electra" 10-A, oraz zakupiono stację krótko- i średnio-falową typu 70 W (Telefunken) dla samolotu Ju 52, wprowadzając tym samym na nasze linie krótkie fale.

W tym okresie opracowane zostały również warunki techniczne na stację krótko-średniofalową i na podstawie tych warunków zamówiono serię typu SK dla samolotów Douglas DC-2. Bezpośrednio po tym rozpoczęto jednostronną łączność na falach krótkich na wielkie odległości (meldunki z samolotu), a zainstalowanie we własnym zakresie nadajnika krótkofalowego na Okęciu umożliwiło łączność dwustronną. Samoloty Lockheed 14 zaopatrzono w korespondencyjną i goniometryczną instalację amerykańskiej firmy „Bendix".

Porty lotnicze i urządzenia przyziemne

Rozwój komunikacji lotniczej w ostatnim dziesięcioleciu, a zwłaszcza postęp w budowie samolotów komunikacyjnych, pociągnął za sobą konieczność doskonalenia lotnisk i urządzeń naziemnych, służących do zwiększenia bezpieczeństwa i regularności w lotnictwie komunikacyjnym.

Pola wzlotów sprzed dziesięciu lat, a w szczególności ich wymiary, kształty, nawierzchnie i zabudowania przylotniskowe, były dostosowane i wystarczające dla ówczesnego lotnictwa wojskowego i komunikacyjnego. Samoloty nie przekraczały w owym czasie wagi 2000 kg w locie, szybkość lądowania wynosiła około 70 km/godz, a wybieg przy lądowaniu i starcie był tak mały, że lotniska o długości nie dochodzącej do 1000 m, przy jednoczesnych wysokich przeszkodach wokół lotniska, były zupełnie wystarczające.

W miarę zwiększania szybkości samolotów i ich wagi musiano powiększać lotniska lub w razie niemożności ich poszerzenia, zakładano nowe lotniska.

W listopadzie 1933 r. otwarto lotnisko Okęcie-Warszawa, a w roku 1935 lotnisko w Gdyni. Lotniska Katowice, Kraków, Lwów i Wilno zostały powiększone.

W roku 1935 przystąpiono do budowy dróg wypadowych na lotnisku we Lwowie. Na innych lotniskach prowadzono prace niwelacyjne i drenażowe, tak że okresy zamknięcia lotniska w sezonie wiosennym z powodu rozmoknięcia znacznie się skróciły. Prowizoryczne drewniane budynki, spełniające do roku 1929 rolę hangarów, ustąpiły miejsca nowoczesnym murowanym hangarom zaopatrzonym w światło, magazyny, ogrzewanie, stacje benzynowe i urządzenia przeciwpożarowe.

Biura Zawiadowców Portów Ministerstwa Komunikacji, P.L.L. „LOT", urzędów Pocztowych i Celnych mieszczące się do roku 1929 przeważnie w starych wagonach kolejowych, znalazły miejsce bądź w nowoczesnych budynkach, bądź w przybudówkach hangarowych (Lwów, Kraków).

Równolegle z rozbudową portów lotniczych zainstalowano stopniowo światła ostrzegawcze na przeszkodach w rejonie przylotniskowym i wytyczono światłami granicznymi pola wzlotów. Na szeregu lotnisk umieszczono latarnie lotniskowe, oraz zaopatrzono wszystkie porty w ruchome reflektory do lądowania. Dzięki tym urządzeniom prawie wszystkie lotniska polskie służące P.L.L. „LOT" są dostosowane do nocnych lotów.

Do roku 1933 zawiadomienia o startach i lądowaniach samolotów, a także zbieranie danych meteo przed lotem, odbywało się telefonicznie.

W roku 1932 przystąpiono do montażu pierwszej radiostacji korespondencyjnej w Warszawie i uruchomiono ją w roku 1933. W tym samym roku uruchomiono dalsze radiostacje portowe. Usprawniło to ogromnie pracę ruchu i jednocześnie umożliwiło zbieranie danych meteorologicznych.

Obecnie wskutek stałego rozwoju sieci komunikacyjnej i natężenia ruchu, radiostacje korespondencyjne są przeciążone pracą i wymiana depesz „trafic" z portami krajowymi i zagranicznymi jest ogromnie utrudniona. W roku bieżącym przystąpiono więc do montażu w portach lotniczych dalekopisów, które będą miały połączenie ze wszystkimi portami zagranicznymi, posiadającymi te urządzenia, i odciążą w pracy radiostacje portowe.

Z początkiem 1933 roku rozpoczęto instalowanie radiostacyj nadawczo-odbiorczych na samolotach

P.L.L. „LOT". Zadaniem tych stacyj było umożliwienie załodze samolotu zbierania najświeższych danych meteorologicznych podczas lotu oraz otrzymywania wskazówek i spostrzeżeń o groźnych zjawiskach atmosferycznych na trasie.

Uruchomienie z końcem roku 1933 we Lwowie, oraz w następnym roku w dalszych portach radiostacyj goniometrycznych, pozwoliło na powiększenie zakresu pracy stacyj pokładowych. Samoloty mogły, korzystając z pomiarów goniometrycznych, wykonywać loty bez widoczności ziemi. Zwiększyło to w znacznym stopniu bezpieczeństwo i regularność lotów.

Pełne wykorzystanie stacji goniometrycznych ziemnych nastąpiło w roku 1935 po przeszkoleniu pilotów w lądowaniu w złych warunkach atmosferycznych (system „ZZ"). Goniometry od tego czasu nie tylko prowadzą samoloty na trasie, ale też sprowadzają je do lądowania przy ograniczonej widoczności.

Dalszym usprawnieniem bezpieczeństwa komunikacji lotniczej było zainstalowanie radiolatarń. Pierwsza radiolatarnia została uruchomiona w porcie warszawskim w roku 1936, a do obecnej chwili już są zaopatrzone w radiolatarnie porty Wilno i Poznań.

Dla zabezpieczenia ruchu nocnego na linii Warszawa — Poznań zostały zainstalowane w roku 1937 na trasie latarnie szlakowe w odstępach co 30 km.

Dział wyszkolenia

Pierwszy kurs dla pilotów komunikacyjnych rozpoczął się w roku 1931 i trwał trzy lata. Ukończyło go pięciu pilotów, którzy na wiosnę roku 1935 wypuszczeni zostali z pasażerami na linie.

Kurs ten trwał tak długo ze względu na ówczesne braki metody szkolenia oraz skąpe środki techniczne w sprzęcie szkoleniowym i w materiale teoretycznym. Kandydaci mieli zresztą olbrzymi zakres kursu, gdyż poza przedmiotami ściśle pilotażowymi przeszli doszkolenie radiotechniczne i językowe (niemiecki, francuski i rosyjski).

W roku 1932 wszyscy piloci i kandydaci przeszli kurs ślepego pilotażu. Przerobiono do tego celu samolot Lublin R X, instalując na nim wszelkie najnowsze przyrządy używane wówczas w lotnictwie komunikacyjnym. Jeden z instruktorów wydelegowany został do szkoły Farmana pod Paryżem w celu zapoznania się z wszelkimi najnowszymi środkami do ślepego latania. Celem opanowania radionawigacji, tak potrzebnej w złych warunkach atmosferycznych, wysłano w październiku 1934 r. grupę pilotów do tow. „Lufthansa" na kurs lądowania systemem „ZZ" i na radiolatarnię.

Na przełomie roku 1934 i 35 wszyscy piloci „LOT'u" przeszli przeszkolenie w powyższych metodach, oraz powtórzony został kurs ślepego pilotażu.

Ze względu na ciągłe wprowadzanie na linie nowego sprzętu dział wyszkolenia odgrywa niezmiernie ważną rolę. Tak więc, po sprowadzeniu samolotów Douglas DC-2, przeszkolono początkowo 4 doświadczone załogi w roku 1935 a w następnym roku dalsze 6 załóg na Douglasie i Junkersie 52. Poza tym wszystkie załogi przeszły przeszkolenie na samolotach Lockheed „Electra" 10-A.

Każdy wolniejszy okres czasu wykorzystany był na doskonalenie się w ślepym pilotażu, lądowaniu systemem „ZZ" i na radiolatarnię.

W roku 1937 stan naszego szkolenia stał już tak wysoko, że Rumunia przysłała do „LOT'u" cztery załogi dla przeszkolenia na samolotach Fokker F VII jedno i trzysilnikowych oraz samolotach Lockheed „Electra" 10-A, w ślepym pilotażu i nowoczesnych systemach lądowania.

W zimie 1937-38 wszystkie załogi „LOT'u" przeszły kurs lotów nocnych na Lockheedach „Electra" i przeszkolenie na Lockheedach 14 H.

W związku ze wzmożonym ruchem na liniach w styczniu 1938 r. przyjęto dalszych 6 pilotów, poddając ich gruntownemu przeszkoleniu. Dwóch z nich dzięki dużej praktyce (2000 godzin) wypuszczono na linie w lecie roku 1938, a dalszych czterech w maju 1939 r.

W styczniu 1939 r. przyjęto znowu sześciu pilotów, którzy po przeszkoleniu wstępnym zatrudnieni będą przy pracach „Fotolotu", a następnie przejdą normalne kursy przewidziane programem.

Bardzo ważnym czynnikiem jest stałe utrzymanie personelu latającego w treningu. Celem ułatwienia kontroli i wyszkolenia sprowadzony został przyrząd zastępczy t. zw. „Link Trainer", który obok zalet szkoleniowych daje duże oszczędności w budżecie.

Każdy kurs poprzedzony jest obszernymi wykładami, do których materiał czerpie się z najpoważniejszych źródeł, wyzyskując doświadczenia własne oraz najlepszych szkół europejskich i amerykańskich.

TABELA CHRONOLOGICZNA UNOWOCZEŚNIANIA SPRZĘTU P.L.L. „LOT".

1929 r. Przejęcie od Towarzystwa „Aerolot" samolotów Junkers F 13 z silnikami Junkers L 5 — 180 KM oraz B.M.W. — 300 KM.

Zakupienie w Holandii sześciu samolotów Fokker F VII A z silnikami Lorraine Dietrich 450 KM.

1930 r. — Zakupienie w wytwórni „Plage i Laśkiewicz" dziesieciu samolotów Fokker F VII (po 3 silniki Wright-Whirlwind, 220 KM).

1931/32 r. — Zakupienie w Podlaskiej Wytwórni Samolotów sześciu samolotów P.W.S. 24 z silnikami Wright-Whirlwind, 220 KM.

1933 r. — Zamiana śmigieł drewnianych na metalowe na samolotach Fokker F VII i Junkers F 13.

1934 r. — Zakupienie czterech samolotów P.W.S. 24-bis z silnikami Pratt-Whitney „Wasp Junior" 410 KM.

Zastosowanie śmigieł metalowych na samolotach P.W.S. 24-bis.

1935 r. — Zakupienie u Junkersa samolotu Ju-52 z silnikami Bristol Pegasus VI.

Zakupienie w Ameryce 2 samolotów Douglas DC-2 z silnikami Bristol Pegasus VI. — Wprowadzenie śmigieł o zmiennym skoku (dwuskok) na samolotach Douglas DC-2.

1936 r. — Zakupienie w Ameryce 4 samolotów Lockheed Elektra 10 A z dwoma silnikami Pratt-Whitney „Wasp Jr.", 410 KM.

Wprowadzenie śmigieł o zmiennym skoku (dwuskok) na samolotach Lockheed Electra 10 A.

Zakupienie w D.L.H. w Berlinie jednego samolotu Douglas DC-2 z dwoma silnikami Bristol Pegasus VI.

Zastosowanie dwuskoku na samolocie Junkers Ju-52.

1937 r. — Zakupienie w Ameryce sześciu samolotów Lockheed Electra 10 A z silnikami Pratt Whitney „Wasp Jr."

Wprowadzenie śmigieł o stałej ilości obrotów „Constant speed" na samolotach Lockheed El. 10 A.

1938 r. — Zakupienie w Ameryce czterech samolotów Lockheed 14 H z dwoma silnikami Pratt Whitney Hornet, 800 KM.

Zastosowanie śmigieł o stałej ilości obrotów na samolotach Lockheed 14 H.

1939 r. — Zakupienie dalszych czterech samolotów Lockheed 14 H.

Wprowadzenie na samolotach Lockheed 14 H śmigieł „Hydromatic" o stałej ilości obrotów i ustawialnych w locie „w pióro" (na kąt natarcia 0° przy nie pracującym silniku).

The Technical Development of Polish Air-Transport Equipement

Summary

Beginning with earliest times of air-transport in Poland dating back to 1921, the author develops the gradual evolution of the technical equipment in the service of the Polish air-lines. The first aircraft which served for about ten years were six-seaters of the Junkers F 13 type. The losses suffered by Poland during the war were responsible for a complete lack of aircraft factories and workshops for aircraft repairs. Despite this deplorable situation the general understanding of the importance of air-transport resulted in the creation of Polish air-lines equalling foreign achievements in this respect. The author quotes the various types of planes used on the Polish lines and improvements introduced in compliance with the progress made by aviation technique. He enumerates in succession: Fokker F VII of the one and three-engined types, PWS 24 of Polish make, Douglas DC-2, Junkers Ju 52, Lockheed Electra and at last Lockheed 14-H. In the engine field the progress has been equally rapid and universal. The modernization of the equipment has been particularly intensive immediately after the forming of the Polish Air Lines „LOT" in 1929. Perfecty well equipped workshops with up-to-date machinery, tools and inspection implements secure an excellent service and a good conservation of the equipment.

The management resting in the hands of prominent specialists appreciating the importance of radio and navigation-control instruments adopted immediately every improvement and innovation in these fields. The same applied also to controllable airscrews. The ground service has been developed and equipped accordingly to the increasing needs. The training of pilots in proportion to the increasing traffic on the lines has been carried on by own means and methods. The training standard stands on such a high level that even foreign crews choose P.L.L. „LOT" for their training.

Urządzenie Hamilton Standard do synchronizacji śmigieł

The Bee-Hive, biuletyn wydawany przez United Aircraft Corporation, przynosi w numerze luty - marzec 1939 r. wiadomość o udoskonaleniu przez firmę Hamilton Standard urządzenia do synchronizacji śmigieł.

Nowy samoczynny synchronizator śmigieł utrzymuje samoczynnie tę samą ilość obrotów wszystkich silników, eliminując przykre dla pasażerów „dudnienie" i zwalniając załogę od konieczności ręcznej regulacji obrotów. Rozwiązanie zagadnienia synchronizacji napotykało na duże trudności, gdyż nawet drobna różnica 20 obr/min wywołuje „dudnienie" o okresie 3 sekundy; różnicę taka na liczniku obrotów trudno odczytać, wobec czego załoga opiera się przy ręcznej synchronizacji na wrażeniu słuchowym, co jest zwłaszcza niesłychanie długotrwałe i kłopotliwe przy synchronizowaniu na samolotach 4-silnikowych. Nawet po dokonaniu synchronizacji łatwo o jej rozregulowanie pod wpływem podmuchów i innych czynników, co znowu zmusza do powtarzania kłopotliwego zabiegu.

Nowy samoczynny synchronizator usuwa wszystkie te trudności. Po doprowadzeniu obrotów wszystkich silników do zbliżonego poziomu następuje włączenie synchronizatora, który doprowadza wszystkie silniki do ściśle jednakowej ilości obrotów, utrzymując je nadal na tym samym poziomie bez potrzeby dozoru. Obok tego istnieje możność wyłączenia synchronizatora i ręcznej regulacji obrotów.

Synchronizator jest oparty na połączeniu zasad mechanicznej i elektrycznej. Regulacja ilości obrotów silnika następuje pod wpływem regulatora śmigła o stałych obrotach, jednak podczas gdy nastawianie tego regulatora było dotychczas dokonywane ręcznie, to w nowym urządzeniu rolę tę przejmuje wchodzący w skład synchronizatora mały różnicowy trójfazowy silniczek, przymocowany bezpośrednio do regulatora obrotów śmigła. Z sasady działania tego silniczka wynika, że nie będzie on pracował jedynie wówczas, gdy częstotliwość prądu, dopływającego do jednego z jego uzwojeń, będzie identyczna z częstotliwością w drugim uzwojeniu. Gdy między obiema częstotliwościami występuje różnica, silnik zacznie obracać się w jednym lub w drugim kierunku, zależnie od tego która z dwóch częstotliwości jest wyższa.

Prąd do jednego z uzwojeń silniczka, zamontowanego na którymkolwiek z silników lotniczych, dopływa z małego generatora, otrzymującego napęd od tego samego silnika lotniczego. Drugie uzwojenie silniczka jest zasilane prądem z generatora, napędzanego przez silnik lotniczy „kierujący", którym może być którykolwiek z silników na samolocie. Jeśli obroty któregokolwiek silnika odbiegają od obrotów silnika „kierującego" chociażby tylko o 1 obr/min, wówczas pojawia się różnica między częstotliwościami w obu uzwojeniach silniczka różnicowego. Wywołany dzięki temu obrót silniczka oddziaływa za pośrednictwem przekładni ślimakowej na sprężynę regulatora, co pociąga za sobą zmianę obrotów silnika w pożądanym kierunku.

Ręczna regulacja obrotów jest możliwa po wyłączeniu synchronizatora i odbywa się przez przesuwanie służącej do tego celu dźwigni w położenie „szybciej" lub „wolniej", wskutek czego zostaje doprowadzony prąd z generatora do jednego z uzwojeń silniczka różnicowego. Zaczyna się on wówczas obracać, zmieniając położenie regulatora a więc obroty silnika. W ten sam sposób można zmieniać obroty wszystkich silników jednocześnie, a mianowicie przesuwając dźwignię silnika „kierującego". Dźwignia regulująca silnika kierującego jest jedyna, która daje się przestawiać przy synchronizatorze włączonym, podczas gdy dźwignie regulujące silników pozostałych znajdują się wówczas zablokowane i dla uruchomienia ich konieczne jest uprzednie wyłączenie synchronizatora.

Każdy z różnicowych silniczków jest zaopatrzony w dwa przełączniki graniczne, zaczynające działać po osiągnięciu przez silnik obrotów maksymalnych bądź też minimalnych. Działanie to polega na wyłączeniu silnika różnicowego i na uruchomieniu sprzęgła i hamulca, co pociąga za sobą odłączenie silnika różnicowego od przekładni ślimakowej i uniemożliwia dalszy ruch regulatora obrotów. Równolegle z tym zapala się światełko ostrzegające, umieszczone na tablicy pilota. Dzięki temu pilot natychmiast zdaje sobie sprawę z osiągnięcia przez łopatki śmigła jednego z krańcowych położeń.

Synchronizator ten był opracowywany przez trzy lata i pierwszy raz został przedstawiony podczas lotów pokazowych dwusilnikowego samolotu Boeing, należącego do United Aircraft, na którym były przeprowadzane próby podczas ostatniego roku. W najbliższym czasie przewidziane jest próbne zastosowanie tego synchronizatora przez amerykańskie lotnictwo wojskowe i jedno z amerykańskich towarzystw komunikacyjnych.

Organizacja przeglądów, remontów i obsługi

Inż. Marian Michałowski

Opracowanie racjonalnego systemu przeglądów, remontów i obsługi samolotów jest rzeczą bardzo ważną dla każdego lotniczego towarzystwa komunikacyjnego. Problem ten istniał od samego początku w lotnictwie komunikacyjnym i w miarę rozwoju lotnictwa, zyskiwał na znaczeniu. W pierwszych latach, ze względu na brak doświadczenia i danych eksploatacyjnych, postępowano zupełnie po omacku i każde towarzystwo lotnicze musiało na podstawie własnych doświadczeń i poglądów ustalać odpowiednie normy techniczne eksploatacji sprzętu. Dziś prócz własnych danych posiadamy do dyspozycji doświadczenia innych linii lotniczych, posługujących się podobnym sprzętem oraz normy eksploatacyjne fabryczne, które każda wytwórnia, produkująca sprzęt lotniczy, opracowuje bardzo szczegółowo dla użytkowników.

Problem organizacji całej obsługi technicznej sprzętu lotniczego zależy od dwu czynników:

1) od bezpieczeństwa lotniczego i
2) od kosztów eksploatacji sprzętu.

Oba te czynniki kolidują ze sobą i rzeczą kierownictwa towarzystwa lotniczego jest wybranie złotego środka, godzącego jedno i drugie wymaganie.

Bezpieczeństwo lotnicze, które jest najważniejszym czynnikiem komunikacji lotniczej, wymaga jak najczęstszych przeglądów sprzętu. Jednak przy zachowaniu tego warunku koszty eksploatacyjne niewspółmiernie rosną z następujących powodów:

1) Samolot w okresie przeglądu jest przez dłuższy czas wycofany z linii i unieruchomiony. Ponieważ rozwój lotnictwa komunikacyjnego, a co za tym idzie i sprzętu, biegnie w bardzo szybkim tempie, więc każde towarzystwo lotnicze chcąc dotrzymać kroku postępowi lotniczemu, musi w stosunkowo krótkim okresie czasu przeprowadzić renowację sprzętu. Jeżeli samoloty w tym przeciągu czasu nie przepracują z góry założonych godzin, wskutek dłuższych przestojów i muszą być wycofane w stanie jeszcze zdatnym do użytkowania, to koszt amortyzacji samolotu na godzinę lotu znacznie się powiększa.

2) Koszt ludzio-godzin i materiałów użytych do przeglądów zwiększa również w wysokim stopniu koszt eksploatacji samolotu.

Jak widać z powyższego, chcąc utrzymać bezpieczeństwo lotnicze na odpowiednim poziomie, a przy tym nie zwiększać zbytnio kosztów eksploatacyjnych należy podejść do całego zagadnienia z wielką rozwagą.

Problem obsługi, przeglądów i remontów całego samolotu nie da się traktować jako jedna całość ze względu na to, że rozmaite zespoły, z jakich składa się samolot, wymagają różnorodnego obchodzenia się z nimi. Z tego też powodu należy rozbić to zagadnienie na trzy części, a mianowicie: 1) obsługa zespołu śmigło-silnikowego, 2) obsługa płatowca i 3) obsługa osprzętu, na który składa się radio i wszelkiego rodzaju przyrządy.

ZESPÓŁ ŚMIGŁO-SILNIKOWY

Zespół ten będący niejako sercem samolotu, wymaga specjalnie troskliwej opieki. Najmniejsze zaniedbanie w obsłudze i kontroli silnika może pociągnąć za sobą duże dodatkowe koszty a nawet spowodować groźny w skutkach wypadek. Podane poniżej ogólne zasady konserwacji silników stosowane przez P.L.L. „LOT" są opracowane na podstawie zaleceń wytwórni silnikowych, dostosowane jednak do warunków pracy w P.L.L. „LOT", które znacznie różnią się w niektórych wypadkach od założeń fabrycznych.

Obsługa i kontrola zespołu śmigło - silnikowego rozpada się na następujące fazy:

1) Kontrola i konserwacja codzienna po każdym locie.

2) Kontrola i konserwacja po 20 — 30 godz. pracy silnika.

3) Kontrola i konserwacja po 50 — 70 godz. pracy silnika.

4) Kontrola i konserwacja po 100 — 120 godz. pracy silnika,

5) Remont okresowy po 450 — 500 godz. pracy silnika.

1. Codzienna kontrola i konserwacja.

W czasie codziennych przeglądów silnika obsługa przyziemna wraz z kontrolą techniczną badają zewnętrznie całą instalację silnika, kładąc specjalny nacisk na kontrolę wszystkich przewodów, złącz, filtrów i instalacji zapłonowej. Po ukończeniu kontroli i usunięciu znalezionych usterek, silnik jest hamowany według norm przepisanych przez wytwórnię dla danego typu silnika.

Dużym ułatwieniem dla obsługi przyziemnej przy wynajdywaniu i usuwaniu ewentualnych usterek jest raport załogi samolotu, w którym załoga stwierdza prawidłowość pracy lub dostrzeżone braki odpowiednich elementów. Raport musi być wypełniony przez załogę w czasie lotu, ponieważ, jak doświadczenie wykazało, załoga po wylądowaniu najczęściej natychmiast zapomina o wszystkich mniej ważnych kłopotach, jakie miała ze sprzętem w czasie lotu. Natomiast pisząc raport „na gorąco" w czasie lotu, może

udzielić obsłudze przyziemnej więcej spostrzeżeń i wskazówek. Niewypełnienie takiego raportu utrudnia pracę personelowi startowemu i dlatego P. L. L. Lot wymagają bardzo surowo od załóg przestrzegania tego przepisu.

2. Kontrola i konserwacja po 20 — 30 godz.

Silnik nowy lub po remoncie okresowym przechodzi po pierwszych 20 — 30 godzinach pracy ścisłą kontrolę, taką samą jak po 100 godzinach. Ma ona na celu stwierdzenie tych wszystkich usterek, które mogłyby powstać wskutek pewnych niedociągnięć przy zamontowaniu silnika na płatowcu. W późniejszej pracy silnika ten okres kontrolny zostaje pominięty.

3. Kontrola i konserwacja po 50 — 70 godz.

Oprócz normalnej codziennej kontroli, w tym okresie następuje wymiana oleju silnikowego na świeży, kontrola i ewentualna regulacja, sprawdzenie kompresji, kontrola świec, kontrola osadzenia śmigła itp. Ponieważ doświadczenie wykazało, że pomimo wymiany oleju na nowy, w karterze i przewodach wału korbowego pozostaje dość dużo osadów, P.L.L. „LOT" zastosowały obecnie przy zmianie oleju przepłukiwanie silnika gorącym olejem pod ciśnieniem. Przepłukiwaniem tym usuwa się dosyć dokładnie osady ze wszystkich przewodów wewnątrz silnika.

4. Kontrola i konserwacja po 100 — 120 godz.

Oprócz wszystkich czynności wymienionych powyżej w tym okresie następuje okresowa regulacja silnika.

Dla wszystkich okresowych kontroli silnika P.L.L. „LOT" wprowadziły drukowane raporty, w których są wymienione wszystkie czynności jakie mają być wykonane w danym okresie. Mechanik brygadzista, którego brygada wykonywa obsługę silnika, musi potwierdzić swoim podpisem w raporcie, wykonanie wszystkich czynności; po tym raport podpisuje kontroler. Raporty te wprowadzono z następujących względów: po pierwsze dla celów statystycznych, po drugie, aby mechanik mając wyszczególnione wszystkie czynności nigdy nie opuścił żadnej z nich i wreszcie, aby pracownik podpisując raport wiedział, że w razie stwierdzenia później z jakiegokolwiek powodu niesumiennej obsługi silnika, łatwo można znaleźć winnego mając podpisany raport.

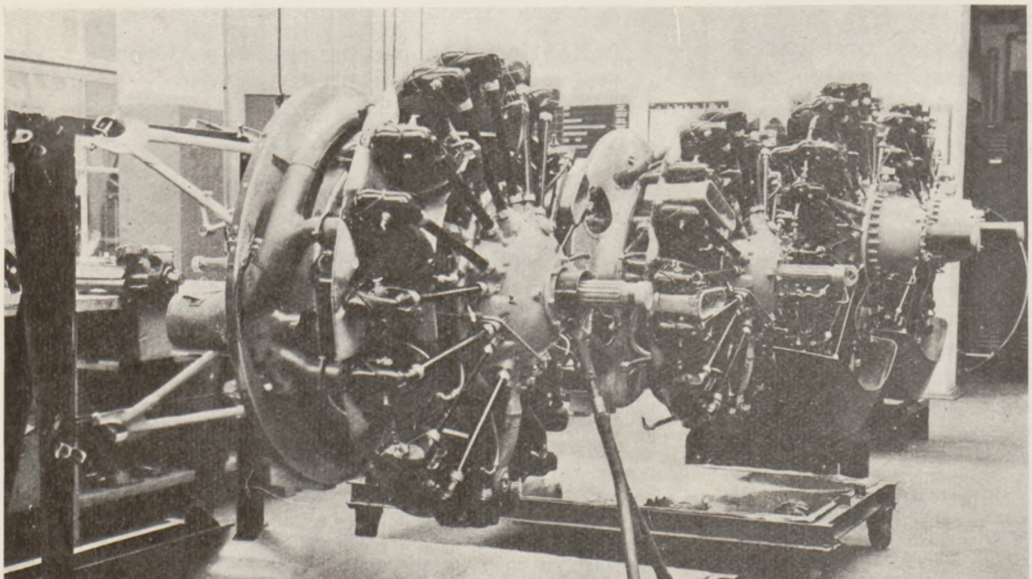
5. Remont okresowy po 450 — 500 godz.

Przy wprowadzeniu nowego typu silnika na linię, pierwsze remonty wykonywane są o wiele wcześniej, zwykle po 300 — 350 godzinach pracy. Następnie w miarę uzyskiwanego doświadczenia, stopniowo powiększa się okresy pracy pomiędzy remontami aż do 500 godzin.

Przed kilku laty stosowano w P.L.L. „LOT" przeglądy silnika na płatowcu t.zw. „top overhauls" po 250 — 300 godzinach, natomiast remonty okresowe wykonywano po 600 godzinach. Po pewnym czasie zarzucono jednak przeglądy na płatowcu z dwu powodów: przekonano się, że zbyt długie okresy pomiędzy remontami podrażają znacznie koszt remontu wskutek większego zużycia niektórych części silnikowych jak np. cylindrów, a po drugie każda nawet częściowa rozbiórka silnika wykonana nie w specjalnie do tego przeznaczonym warsztacie, lecz w nieodpowiednich warunkach w hangarze, może stać się często powodem późniejszych kłopotów z silnikiem. Przeglądy silnika na płatowcu są dzisiaj prawie w całym świecie zarzucone i nie polecane przez wytwórnie silników. Stosuje się je tylko częściowo w niektórych sporadycznych wypadkach.

Patrząc wstecz na minione lata widzi się jak kolosalny przewrót nastąpił w budowie silników lotniczych. O ile w latach 1929—1930 stosowano w P.L.L. „LOT" remonty okresowe silników po 100—120 godzinach pracy, to dziś wykonuje się remonty po 500 godzinach i prawdopodobnie w niedalekiej przyszłości będzie można te granice jeszcze znacznie powiększyć.

Przy wymianach silników na płatowcach stosuje się w P.L.L. „LOT" zasadę wymiany silnika razem z łożem silnikowym i wszystkimi akcesoriami i przewodami aż do przegrody przeciwogniowej (rys. 1 i 2). W tym celu przedtem zabudowuje się



Rys. 1. Silnik Wasp Junior SB na wózku do montażu silnika wraz z łożem i akcesoriami.

w warsztacie na specjalnym wózku silnik na łoże wraz ze wszystkimi akcesoriami, przewodami, instalacją elektryczną itd. Zalety tego systemu są następujące: Przede wszystkim wybudowanie silnika z łożem i zabudowa nowego trwa bez porównania krócej, aniżeli samego silnika. Płatowiec nie jest zatem przez dłuższy czas unieruchomiony. Wybudowane łoże i przewody mogą być za każdym razem poddane na warsztacie ścisłej kontroli, która na płatowcu jest wręcz niemożliwa (np. badanie łoża metodą elektromagnetyczną Magna Flux). Zabudowanie silnika na łoże w spokojnych warunkach warsztatowych jest zawsze dokładniejsze i lepsze, aniżeli przy nerwowej pracy „na starcie". Wadą tego systemu jest konieczność posiadania kilku łóż zapasowych wraz z kompletem instalacji, co jest połączone z jednorazowym dosyć dużym wydatkiem. Oczywiście przy dłuższej eksploatacji łoża te całkowicie zamortyzują się.

ŚMIGŁA

Normalna konserwacja używanych w P.L.L. „LOT" śmigieł metalowych o zmiennym skoku, polega na sprawdzeniu osadzenia na wale silnika i na smarowaniu łopat i przeciwwag. Smarowanie to następuje po 15 — 20 godzinach pracy. Remonty śmigieł przeprowadza się w tym samym okresie co remonty silników a więc co 450 — 500 godz. Normalnie przed okresem remontowym nie zachodzi potrzeba zdejmowania śmigła, pomijając oczywiście uszkodzenia łopat, które jednak zdarzają się niezmiernie rzadko. W czasie remontu przeprowadzana jest bardzo dokładna kontrola wszystkich części śmigła. Części stalowe badane są metodą elektromagnetyczną, łopaty zaś trawione. według przepisów wytwórni śmigieł. Niektóre linie lotnicze obawiają się trawienia łopat, ze względu na możliwość pozostawienia resztek kwasów na łopatkach, co oczywiście nie wpływałoby dobrze na łopaty. Przy zastosowaniu odpowiednich środków, jak dokładne mycie po wytrawieniu w gorącej wodzie, zapobiega się w zupełności niebezpieczeństwu pozostawienia kwasu na łopatach.

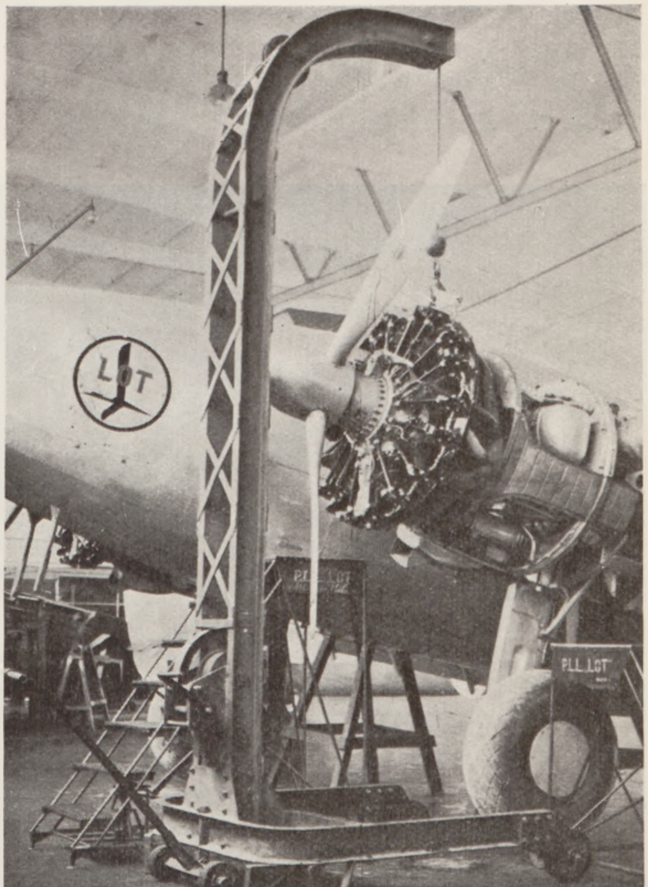
PŁATOWIEC

Obsługa i kontrola dawniejszych płatowców, o stosunkowo prostej budowie, nie przedstawiała specjalnych trudności i ograniczała się głównie do codziennej i t.zw. okresowej kontroli, odbywającej się raz na miesiąc, bez względu na ilość godzin wylatanych przez płatowiec. Przy dawnej niezbyt intensywnej eksploatacji sprzętu, płatowiec przepracowywał miesięcznie stosunkowo małe ilości godzin. W czasie tych okresowych kontroli dokonywano równocześnie drobnych napraw. Po 800 godzinach pracy płatowiec poddawano tak zwanemu drobnemu remontowi, polegającemu na naprawie lub zamianie ważniejszych elementów płatowca, jak sterów, podwozia. Remont główny zwany też generalnym, odbywał się normalnie po 1500 godzinach lotu. W tym okresie płatowiec był zupełnie demontowany i podlegał szczegółowej kontroli i naprawie całej konstrukcji kadłuba i skrzydła. Remont zwykle łączył się z zamianą pokrycia kadłuba i skrzydła. Remont główny przechodził płatowiec zwykle „raz w życiu", ponieważ przed drugim remontem t.zn. przed 3000 godzin był już wycofywany z linii.

Obecne płatowce o skomplikowanej budowie, dużej ilości rozmaitych dodatkowych mechanizmów, jak chowane podwozie, klapy itd. wymagają zupełnie innego traktowania. Ze względu na większą intensywność eksploatacji niemożliwe jest dzisiaj opieranie się tylko na stałej miesięcznej kontroli. Płatowiec wymaga ciągłej systematycznej kontroli i stałej opieki. Jednak ze względu na liczbę elementów, wymagających oględzin, kontrola codzienna całości byłaby nie do pomyślenia, rozbija się ją zatem na pewne godzinowe czasokresy, w których przegląda się tylko niektóre zespoły lub części płatowca. Oczywiście elementy ważniejsze muszą być częściej kontrolowane np. co 20 — 30 godz., elementy mniej ważne i trudno dostępne, wymagające do kontroli demontażu części konstrukcji, są rzadziej sprawdzane np. co 100—120 godz.

System oględzin częściowych pozwala tak jak i system kontroli miesięcznych na bardzo dokładną kontrolę całego płatowca, posiada natomiast tę zaletę, że nie wymaga wycofywania płatowca na dłuższy czas z linii.

Zasady kontroli i obsługi każdego typu płatowca są zawarte w obszernych instrukcjach. Instrukcje są niezmiernie ważne szczególnie w początkowym okresie wprowadzania nowego płatowca na linię. Wprawdzie P.L.L. „LOT" przeszkalają dodatkowo przy takiej sposobności cały personel techniczny, chcąc mu umożliwić dokładne zapoznanie się z nowym sprzętem, to jednak, po powrocie z takiego kursu na placówkę,



Rys. 2. Silnik Hornet SIEG przygotowany do zdjęcia z płatowca. Obok dźwig.

personel może korzystać z instrukcji zanim opanuje pamięciowo system obsługi nowego płatowca.

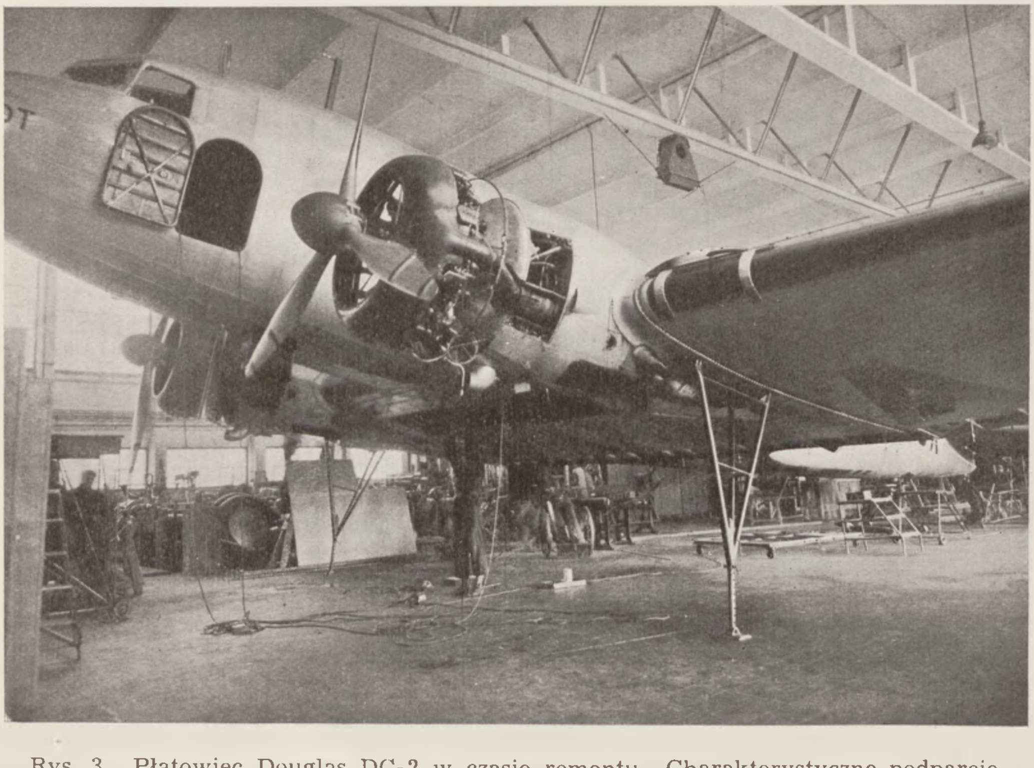
Organa kontroli po każdych oględzinach zaznaczają swoje spostrzeżenia w raportach, na podstawie których obsługa startowa dokonywa drobnych napraw i usuwa zauważone usterki. Po naprawie odnotowuje się w raporcie dokonanie danej pracy, co potem potwierdza podpisem kontroler. Poza tym obsługa ma, niezależnie od raportu kontroli, wyznaczone stałe czynności, również rozbite na okresy, zależne od ilości godzin pracy płatowca, jak smarowanie odpowiednich mechanizmów płatowca, mycie i czyszczenie całego płatowca. Za utrzymaniem w czystości płatowca przemawiają nie tylko względy estetyczne lecz również bezpieczeństwa, ponieważ na czystej powierzchni łatwiej jest znaleźć wszelkiego rodzaju pęknięcia czy zadrapania, aniżeli na powierzchni zalanej smarem. Przy płatowcach o metalowej konstrukcji łatwiej jest utrzymać czystość zewnętrzną, aniżeli przy płatowcach krytych płótnem, które stosunkowo łatwo nasiąka smarem poprzez pęknięcia lakieru. Poza tym przy płatowcach komunikacyjnych kładzie się duży nacisk na schludny wygląd kabiny pasażerskiej, który przyczynia się niemało do dania pasażerowi wymaganego komfortu, a także jest to konieczne ze względów hygienicznych. Muszą więc być po każdym locie zmienione pokrowce na poduszkach, wszystkie zauważone na obiciu plamy usunięte i cała kabina wydezynfekowana.

Remontów drobnych obecnie nie wykonuje się. Jeśli chodzi o remonty główne to w światowym lotnictwie komunikacyjnym istnieją w tej sprawie dwa poglądy. Jeden, panujący głównie w Stanach Zjednoczonych Ameryki Półn., nie uznaje zupełnie remontów głównych w naszym pojęciu. Płatowiec podczas swojej pracy na linii jest stale częściowo odnawiany, np. raz następuje wymiana całego podwozia na nowe, innym razem usterzenia itd. System ten ma tę dobrą stronę, że pozwala na stałe eksploatowanie płatowca i unika się przy nim wycofywania sprzętu na dłuższy czas z linii, a więc jest konieczny przy bardzo intensywnym użytkowaniu sprzętu. Ujemną stroną tego systemu jest konieczność posiadania w magazynie większej ilości gotowych zespołów płatowcowych, co jest rzeczą bardzo kosztowną.

Drugi system stosowany również w P.L.L. „LOT", polega na przeprowadzeniu remontu głównego po 1500 — 2000 godzinach lotu. Samolot jest wprawdzie w tym czasie wycofany na parę tygodni z linii, ale przy odpowiednim ułożeniu programu remontów można to zrobić bez uszczerbku dla ruchu. Zaletą tego systemu jest, że zupełne zdemontowanie i dobre ustawienie płatowca w warsztacie pozwalają na dokładniejszą kontrolę całej konstrukcji płatowca, aniżeli w warunkach startowych. Poza tym system ten nie wymaga trzymania w magazynie dużej ilości części zapasowych. Sam remont przeprowadza się następująco (rys. 3): Po odpowiednim podparciu płatowca wybudowuje się wszystkie zespoły do kontroli, po której odpowiednie zespoły idą do specjalnych działów warsztatowych i stąd potem wracają na montaż końcowy.

W czasie naprawy poszczególnych zespołów płatowiec jest szczegółowo myty, kontrolowany i naprawiany. Czyszczenie płatowca najlepiej wykonuje się wytwarzaną w specjalnym aparacie parą wodną z mydłem neutralnym. System ten szeroko stosowany w Ameryce pozwala szybko obmyć cały płatowiec. Strumień pary skierowany odpowiednim wężem oczyszcza z brudu nawet najbardziej niedostępne miejsca.

Po naprawie następuje montaż końcowy wszystkich zespołów na płatowcu i oblatanie płatowca. Po remoncie głównym wykonywa się zawsze dwa oblatania; pierwsze, w którym bierze udział tylko załoga, trwa krótko i ma na celu stwierdzenie prawidłowego montażu płatowca, drugie jest dla kontroli osprzętu i biorą w nim udział prócz załogi, specjaliści, kontrolujący prawidłowość pracy osprzętu.



Rys. 3. Płatowiec Douglas DC-2 w czasie remontu. Charakterystyczne podparcie na dwóch stojakach i dźwigu ogonowym.

Prócz omawianych powyżej zasad konserwacji płatowca, mają miejsce jeszcze dodatkowe nie przewidziane w programie prac postoje płatowców, w czasie których wprowadza się zmiany konstrukcji płatowca na podstawie własnych doświadczeń, lub nadesłane przez wytwórnię. Wytwórnie zawiadamiają użytkowników o wszelkich zmianach za pomocą biuletynów. Biuletyny te zjawiają się stosunkowo dosyć często, czego do-

wodem może być, że np. firma Douglas od czasu wykonania pierwszego płatowca DC-2, to znaczy od mniej więcej pięciu lat, wydała już 165 biuletyn. Oczywiście nie wszystkie biuletyny dotyczą zmian konstrukcyjnych, lecz również i konserwacji płatowca i wytwórnie w większości wypadków zostawiają wolną rękę użytkownikom, jeśli chodzi o wprowadzenie „danego biuletynu" w życie.

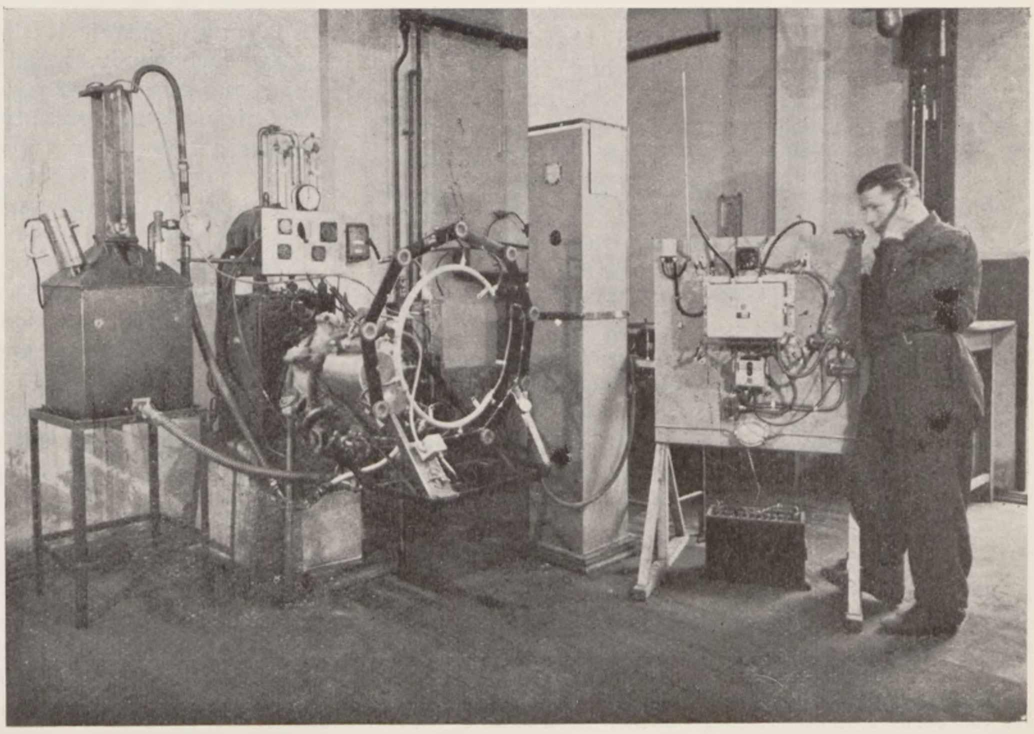
OSPRZĘT

Cały dział przyrządów, radia i dodatkowych urządzeń, tworzących osprzęt nowoczesnego samolotu komunikacyjnego, jest równie ważny jak zespół śmigło-silnikowy. Lot może się odbyć tylko w wypadku prawidłowego działania wszystkich przyrządów. Gdy dawniej pilot miał do swojej dyspozycji dwa lub trzy przyrządy, dziś, na nowoczesnym dwusilnikowym samolocie komunikacyjnym, tablica pilota jest wyposażona w czterdzieści kilka przyrządów, nie wliczając w to wskaźników radiowych. Konserwacja i obsługa takiego „laboratorium" wymaga licznego zespołu wykwalifikowanych pracowników, których niestety brak jest na rynku wewnętrznym i P. L. L. „LOT" muszą szkolić potrzebne zastępy własnymi środkami.

W tym dziale, jak i w innych poprzednio wspomnianych, kontrola i konserwacja rozpada się na poszczególne czasokresy, zależne od godzin pracy samolotu, mianowicie na codzienną po każdym locie, po 100, 200 itd. godzinach lotu, oraz na remont główny. Ponieważ działania wszystkich przyrządów nie można sprawdzić na ziemi lecz tylko w locie, więc dla codziennej kontroli bardzo pomocnym jest poprzednio wspomniany raport załogi, w którym załoga odnotowuje szczegółowo nie tylko każde najmniejsze niedomaganie przyrządu, lecz również zbliżanie się do górnej dopuszczalnej granicy tolerancji jego pracy lub wskazań. Obsługa przyziemna usuwa na podstawie tych raportów niedomagania danego przyrządu na płatowcu, ewentualnie wybudowuje go i sprawdza w warsztacie. Jeżeli usterka nie da się usunąć, następuje zamiana przyrządu na nowy. Prócz tego bada się przed każdym lotem działanie tych przyrządów, których sprawdzenie możliwe jest na samolocie na ziemi, (wysokościomierze, podciśnienia pomp próżniowych, przyrządy silnikowe, poza tym radio i całą instalację elektryczną). Do badania całego szeregu przyrządów na ziemi P.L.L. „LOT" zbudowały specjalne urządzenia, umożliwiające bez wybudowy kontrolowanie w samolocie działania danego przyrządu czy zespołu przyrządów.

Zasadniczo przyrządy są wybudowywane do remontu okresowego w tym samym czasie co silnik, to znaczy po 450 — 500 godzinach pracy. Dzięki elastycznemu podwieszeniu i dobrej konserwacji tablicy, niektóre z przyrządów mogą pracować dłużej i są wybudowywane po 600 — 700 godz. Wykonywanie napraw przyrządów wymaga niesłychanej precyzji i musi się odbywać w specjalnych pomieszczeniach, zabezpieczonych przed kurzem, wstrząsami, i w wielkiej czystości. Nie przestrzeganie tych zasad sprawia potem przy regulacji przyrządu wielkie kłopoty i skraca wybitnie czas użytkowania przyrządu. Wszystkie instrumenty po naprawach są bardzo troskliwie badane w laboratorium według norm fabrycznych i ITL.

Jak wspomniano wyżej, działanie instalacji radiowej jest badane na ziemi przed każdym lotem za pomocą specjalnego urządzenia. W razie stwierdzenia nie dającej się natychmiast usunąć nieprawidłowości pracy jakiegoś zespołu, wybudowuje się cały zespół i zastępuje się go nowym. W celu szybkiej wymiany odpowiednie całe zespoły stoją zmontowane na stojakach, z których można natychmiast wyjąć odpowiedni element, potrzebny do zabudowy na płatowiec. Przeglądu całej instalacji radiowej i elektrycznej dokonywuje się w czasie remontu płatowca. Badana jest izolacja, przewody sprawdzane są na przebicie i na grzanie, a cała aparatura jest w warsztacie rozbierana, czyszczona i sprawdzana. Wiadomo jak ważnym czynnikiem bezpieczeństwa w lotnictwie jest radio, jest też ono otoczone szczególną pieczołowitością. Nie wystarcza, żeby sama aparatura radiowa działała bez zarzutu, lecz również muszą być usunięte wszystkie możliwe powody zakłóceń odbio-



Rys. 4. Urządzenie do wykrywania zakłóceń radiowych w instalacji zapłonowej silnika. Z prawej strony na stojaku stacja krótkofalowa do wykrywania zakłóceń.

rów, mające swoje ognisko w samolocie. W tym celu bada się w warsztacie, przed zamontowaniem na samolot, całą instalację elektryczną płatowcową i silnikową, czy nie powodują zakłóceń, ażeby móc je usunąć przed zabudowaniem na samolot. Wyszukiwanie zakłóceń po zabudowaniu jest bardziej uciążliwe. Dla wykrycia zakłóceń powodowanych przez instalację zapłonową silników, uruchamia się ją na specjalnym urządzeniu i z pewnej odległości słucha się odbiornikiem krótkofalowym, czy praca instalacji powoduje przeszkody radiowe (rys. 4). W razie stwierdzenia zakłóceń usuwanie ich powodów jest pracą dosyć żmudną, ale konieczną i o wiele szybciej można ją wykonać na tym urządzeniu, aniżeli na silniku po zabudowaniu instalacji.

ORGANIZACJA OBSŁUGI TECHNICZNEJ P.L.L. „LOT"

Obsługa techniczna w P.L.L. „LOT" dzieli się na:

1) obsługę warsztatową i
2) obsługę startową.

Wszystkie prace przy samolotach przedstawione powyżej w skrócie, są wykonywane w zależności od charakteru prac przez warsztat, albo przez obsługę startową. Do warsztatu należy wykonywanie wszystkich remontów i większych napraw. Obsługa startowa zajmuje się normalną konserwacją samolotu w okresach pomiędzy remontami.

Większość napraw i prac konserwacyjnych odbywa się oczywiście w Warszawie jako głównej bazie technicznej, posiadającej warsztat i zatrudniającej większą liczbę wszelkiego rodzaju specjalistów. Inne placówki P.L.L. „LOT" posiadają personel techniczny startowy w zależności od charakteru placówki. Na placówkach końcowych, na których samolot pozostaje przez kilka godzin w ciągu dnia lub przez noc, znajduje się personel techniczny w zwiększonej obsadzie mogący wykonać normalną codzienną obsługę samolotu. Na placówkach przelotowych personel techniczny znajduje się w minimalnej ilości, w zależności od warunków miejscowych. Trzymanie tam personelu technicznego jest rzeczą bardzo nieekonomiczną, ponieważ personel ten normalnie nie jest wykorzystany w stu procentach. Samolot zatrzymuje się tam tylko na kilka lub kilkanaście minut, dla zabrania pasażerów, towaru i uzupełnienia materiałów pędnych. Obsługa techniczna nie ma więc czasu zająć się konserwacją samolotu, musi jednak być na miejscu dla usunięcia nieprzewidzianych usterek, które mogą się czasem zdarzyć. P.L.L. „LOT" dążąc do rozwiązania bardziej ekonomicznego, lecz równie dobrego z punktu widzenia bezpieczeństwa lotniczego, wycofały z placówek przelotowych prawie zupełnie personel techniczny, a na to miejsce dodały trzeciego członka załogi w postaci mechanika pokładowego, który w czasie lotu pełni funkcje stewarda, a po wylądowaniu spełnia obowiązki obsługi startowej.

W celu zapewnienia jak najlepszej obsługi technicznej na dalekich trasach utworzone zostały dwie mniejsze, pomocnicze bazy techniczne, jedna w Bukareszcie, druga w Beyrucie. Bazy te posiadają zwiększony personel i wyekwipowanie techniczne i mogą przeprowadzić, w razie konieczności, nawet drobne naprawy samolotu, poza tym posiadają specjalistów od radia i przyrządów. Cały sprzęt na nowoczesnych samolotach jest kosztowny i bardzo precyzyjnie wykonany, więc nieumiejętna obsługa może łatwo spowodować jego uszkodzenie. Dlatego też konserwacja i regulacja przyrządów dozwolona jest tylko na placówkach, na których znajdują się odpowiednio wyszkoleni specjaliści. Na innych placówkach nie wolno przeprowadzać obsłudze startowej żadnych prac przy przyrządach pokładowych.

Każda placówka jest zaopatrzona w najniezbędniejszy komplet części zapasowych samolotowych. Dawniej, przy gorszym sprzęcie, hołdowano zasadzie trzymania na placówkach jak największej ilości części zapasowych, a nawet całych silników rezerwowych. Obecnie pogląd ten uległ zupełnej zmianie. Trzymanie dużej ilości części w magazynach placówek, przy rozwiniętej sieci komunikacyjnej, powoduje zupełnie niepotrzebne zamrażanie dużego kapitału, tym bardziej, że większość części z tego zapasu nigdy nie jest użyta. Dlatego dziś przyjęta jest zasada magazynowania na placówkach tylko najniezbędniejszych części, a w razie jakiegoś poważniejszego defektu samolotu, wysłania rezerwowego samolotu z głównej bazy z potrzebnymi częściami i personelem technicznym. W celu umożliwienia przesłania również silnika do odległej placówki dla wymiany na płatowcu, P.L.L. „LOT" w tej chwili przerabiają jeden z wycofanych z linii płatowców na specjalny transportowiec, dostosowany do tego rodzaju przesyłek.

Jak widać z powyżej przedstawionego krótkiego szkicu zasad i sposobów konserwacji nowoczesnego samolotu komunikacyjnego, chcąc obniżyć koszt obsługi technicznej na jedną tonno-godzinę, należałoby dążyć przede wszystkim do przelatywania przez samolot jak najdłuższych odcinków bez lądowania i jak największej ilości godzin dziennie, oczywiście przy zachowaniu zasad bezpieczeństwa lotniczego. W ten sposób połączyłoby się codzienną obsługę techniczną samolotu, która musi zawsze istnieć bez względu na ilości godzin wylatanych dziennie przez samolot, z obsługą okresową. Poza tym przy mniejszej ilości lądowań niektóre elementy samolotu jak np. podwozie mniej pracują, co może potanieć koszt remontu samolotu. P.L.L. „LOT" wprowadziły zasadę lotów długodystansowych na linii południowej, przelatując bez lądowania odcinek 1673,9 km i korzyści tej zasady sprawdziły doświadczalnie.

Zagadnienie konserwacji nowoczesnego samolotu nie jest łatwe i wymaga dobrze opracowanego programu i szczegółowych instrukcji dla personelu. Życie jest jednak silniejsze od najlepiej przygotowanych założeń i czasami zachodzi potrzeba zrobienia wyłomu w przyjętych zasadach. Ażeby móc tego dokonać bez uszczerbku dla bezpieczeństwa i ekonomii, potrzebny jest odpowiednio przygotowany i stojący na poziomie personel. Bez tego czynnika najlepiej opracowane teorie nie dadzą się urzeczywistnić i pozostaną martwe. Dlatego dążeniem naszym w lotnictwie komunikacyjnym jest wyszkolenie dla celów własnych personelu technicznego i ustawiczne uzupełnianie jego wiadomości i przygotowania, ażeby mógł sprostać oczekującym go zadaniom.

Organization of Inspection, Overhauls and Servicing in the P.L.L. „LOT"

Summary

A proper organization of service and overhauls of the equipment is the chief condition of an adequate functioning of the air-lines. The servicing of the equipment has to consider safety and saving of operating expenses. The rapid progress of technique compels the management to a frequent modernizing of the equipment. It is therefore a necessity to operate each unit, aircraft or engine, as intensively as possible throughout its period of service. Every inspection or overhaul interferes with such an intensive utilization and increases the operating costs.

The Polish Air Lines „Lot" submit their equipment to daily inspection and conservation as well as to periodical inspections every 20 to 30 hours, and besides to more rigorous inspections every 50 to 70 hours and 100 to 120 hours; engines are inspected and overhauled after every 450 to 500 hours of work. Most modern means are used for inspection such as Magnaflux and the like. The author describes in succession the inspection and conservation practice as applied to engines, aircraft, airscrews and other equipment.

The service is divided into two sections, namely the workshop section and that of the take-off. The technical head-base is in Warsaw. At the terminus airports are effected normal every day inspections, whereas at the intermediary airports there is only a take-off service; in that case the equipment is attended to by flight engineers performing in flight the functions of stewards. Whenever there is no possibility of effecting a repair, the head-base sends out a special aircraft to supply assistance. Besides special maintenance and conservation instructions a most important factor to a proper equipment operation is an adequately trained technical personnel.

Gaźnik lotniczy Chandler-Groves

Gaźnik lotniczy Chandler-Groves wytwarzany przez firmę Holley Carburetor Co., U. S. A. wyróżnia się spośród ogólnie stosowanych gaźników następującymi cechami:

a) Zamiast powszechnie stosowanej stałej dyszy powietrznej (gardzieli), o przekroju regulowanym przepustnicą, gaźnik ten posiada gardziel o zmiennym przekroju, utworzoną przez dwie półprzepustnice, które dzięki specjalnemu ukształtowaniu tworzą w każdym położeniu otwarcia dyszę powietrzną o małym oporze przepływu (rys. 1). Konstrukcja ta ma na celu uniknięcie niekorzystnego rozkładu ciśnień w gardzieli oraz wystających płaszczyzn i krawędzi, sprzyjających oblodzeniu gaźnika.

b) Ciśnienie paliwa w gaźniku regulowane jest przy pomocy głównej komory membranowej (rys. 1), która utrzymuje stale poziom paliwa, potrzebny do normalnej pracy silnika, niezależnie od: wahań ciśnienia dolotowego paliwa, zmian szybkości i kierunków lotu oraz rozwijanej mocy silnika. Komora membranowa jest tak zbudowana, że ze wzrostem wysokości lotu następuje zmniejszenie ilości dostarczanego do gardzieli paliwa, proporcjonalnie do zmniejszenia się gęstości zasysanego powietrza. Dzięki symetrycznemu umieszczeniu membran gaźnik ten nadaje się do lotów odwróconych.

c) Zamiast powszechnie stosowanych dysz paliwowych gaźnik ten posiada kanał paliwowy, łączący główną komorę membranową z gardzielą, o przekroju regulowanym przy pomocy odpowiednio ukształtowanej igły regulującej, wskutek czego zmniejszone jest niebezpieczeństwo zamarzania gaźnika (rys. 1).

d) Urządzenie wzbogacające mieszankę przy pracy silnika na pełnej mocy jest sterowane wielkością przepływu paliwa przez główną komorę membranową i wzbogaca mieszankę, przy należytym wyregulowaniu gaźnika, proporcjonalnie do mocy osiąganej przez silnik (rys. 2).

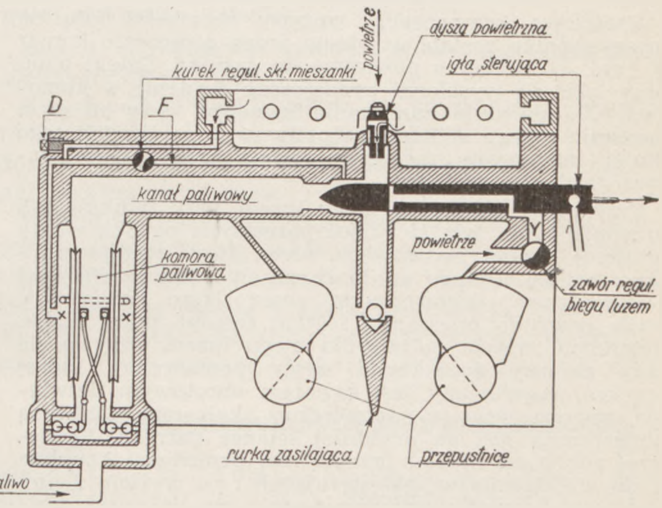
e) Urządzenie przyspieszające, służące do zapewnienia silnikowi dobrych przejść, jest sterowane zmianami ciśnienia w gardzieli; jest ono niezależne od pilota i czynne tylko podczas pracy silnika (rys. 3).

f) Regulator składu mieszanki jest sterowany ręcznie i służy jednocześnie jako wyłącznik dopływu paliwa (rys. 1). Posiada on trzy zasadnicze położenia: „Full rich" (mieszanka bogata), „Cruising lean" (mieszanka uboga) i „Fuel cut off" (paliwo odcięte). Regulacja składu mieszanki odbywa się przez zmianę ciśnienia, działającego na zewnętrzną powierzchnię membran głównej komory membranowej.

g) Główna komora membranowa, urządzenie wzbogacające i regulator składu mieszanki mogą być demontowane bez rozbierania gaźnika.

Główna komora membranowa (rys. 1) pracuje podczas całego zakresu mocy silnika w następujący sposób:

Dwie jednakowe, symetrycznie umieszczone membrany tworzą komorę paliwową. Środki membran połączone są przegubowo z dźwigniami zaworów wlotowych w ten sposób, że po wygięciu membran na zewnątrz

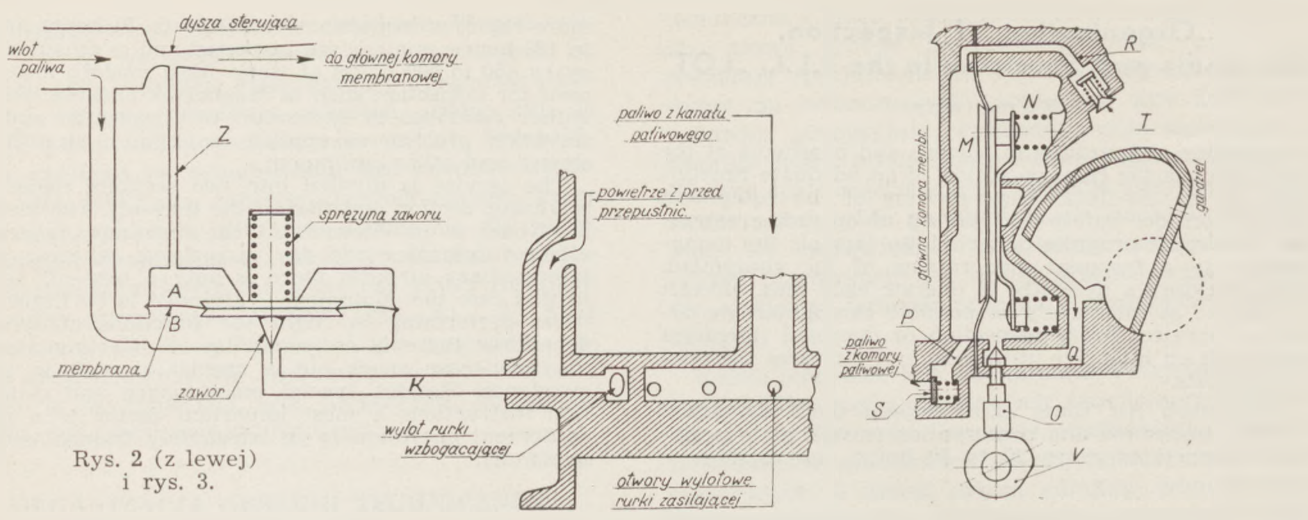


Rys. 1.

następuje odcięcie dopływu paliwa do komory paliwowej. Paliwo dostarczone przez pompę wypełnia komorę paliwową, i ciężar jego działa na membrany, wyginając je na zewnątrz, wskutek czego po osiągnięciu pewnego poziomu paliwa dopływ jego zostaje odcięty. Z chwilą obniżenia się poziomu paliwa w komorze paliwowej membrany przybliżają się do siebie, zawory zostają otwarte i paliwo wypełnia znów komorę do poprzedniej wysokości. Stale wypełniona w ten sposób komora paliwowa eliminuje zaburzenia, mogące powstać w pracy silnika w razie nieregularnego dopływu paliwa do gaźnika.

Z komory paliwowej przedostaje się paliwo do kanału paliwowego, który zakończony jest rurką zasilającą, umieszczoną między przepustnicami. Wylot rurki zasilającej znajduje się w najwęższej części gardzieli. W kanale paliwowym umieszczona jest igła sterująca, rys. 1, która reguluje przekrój kanału paliwowego odpowiednio do kąta otwarcia przepustnic. Igła ta jest połączona przy pomocy dźwigni z kułakiem, osadzonym na wałku napędzającym przepustnice. Przy otwieraniu przepustnic kułak naciska na dolne ramię dźwigni, która przesuwa igłę sterującą w kierunku strzałki (rys. 1), dzięki czemu następuje zwiększenie wolnego przekroju kanału paliwowego. Profil kułaka jest tak dobrany, że dla każdego położenia przepustnic jest zapewniony prawie stały skład mieszanki paliwo-powietrze.

Zassane z komory paliwowej paliwo przechodzi do rurki zasilającej, gdzie zostaje rozpylone przez strumień powietrza, przepływającego przez dyszę powietrzną, która łączy rurkę zasilającą z wlotem powietrza do gaźnika. Dysza powietrzna służy oprócz tego do indy-



Rys. 2 (z lewej) i rys. 3.

widualnej regulacji gaźników, przy czym zmniejszenie dyszy zwiększa zużycie paliwa i odwrotnie.

Częściowa kompensacja wpływu wysokości lotu na pracę gaźnika została uzyskana przez połączenie komór X (rys. 1) z wlotem powietrza do gaźnika. Dzięki temu przy locie na wysokości zmniejszone ciśnienie w komorach *X* powoduje zamykanie zaworów przy niższym poziomie paliwa w komorze paliwowej, a wskutek tego mniej intensywne zasysanie paliwa przez przepływające gardzielą powietrze.

Przy pracy silnika na biegu luzem, przy zamkniętych przepustnicach, igła sterująca pozostawia pewien wolny przekrój kanału paliwowego, przez który zostaje zasysane paliwo. Paliwo to łączy się w rurce zasilającej z powietrzem, dostarczonym przez dyszę powietrzną, i tak powstała mieszanka zostaje zassana przez silnik. Regulacja zużycia paliwa dla biegu luzem odbywa się przy pomocy dodatkowej dyszy powietrznej, której przekrój regulowany jest zaworem obrotowym. Dźwignia zaworu wraz z odpowiednio skalowaną tabliczką umieszczona jest na przedniej ściance gaźnika. Powietrze, pobierane sprzed przepustnic, przechodzi kanałem Y do wydrążenia w igle sterującej, i po wyjściu z niej otworkami wylotowymi przedostaje się do rurki zasilającej, gdzie łączy się z powietrzem, dostarczonym przez dyszę powietrzną. Otworki wylotowe pozostają otwarte tylko przy przymkniętych przepustnicach. Przy otwieraniu przepustnic igła sterująca przesuwa się w kierunku strzałki, prowadnica igły zasłania otworki i układ biegu luzem zostaje wyłączony.

Urządzenie wzbogacające mieszankę dla pracy silnika na pełnej mocy, rys. 2, pracuje niezależnie od wysokości lotu i kąta otwarcia przepustnic. Urządzenie to składa się z komory membranowej, zaworu iglicowego i dyszy sterującej (Venturi). Komora membranowa wraz z zaworem umieszczona jest z lewej strony gaźnika, na głównej komorze membranowej. Dysza sterująca znajduje się w dolocie paliwa do głównej komory membranowej. Komora *A*, znajdująca się po lewej (na rysunku górnej) stronie membramy, połączona jest kanałem Z z gardzielą dyszy sterującej, zaś prawa (na rysunku dolna) komora *B* — z wlotem paliwa do gaźnika. Z komory *B* prowadzi kanał *K* do rurki wzbogacającej, umieszczonej w gardzieli obok rurki zasilającej. Wlot kanału *K* zamknięty jest zaworem iglicowym, dociskanym do swego gniazda sprężyną umieszczoną w komorze *A*. Ponieważ przy przepływie paliwa przez dyszę sterującą ciśnienie przy wlocie dyszy jest większe od ciśnienia w gardzieli dyszy i różnica ciśnień wzrasta proporcjonalnie do szybkości przepływu paliwa przez dyszę, to po osiągnięciu pewnej szybkości przepływu, a więc po osiągnięciu pewnej określonej mocy silnika (przy prawidłowej regulacji gaźnika) różnica między ciśnieniami, panującymi w komorach *B* i *A*, przewyższa nacisk sprężyny zaworu, membrana wygina się w lewo (na rysunku ku górze) i otwiera zawór iglicowy. Paliwo przedostaje się do rurki wzbogacającej, łącząc się po drodze z powietrzem, dostarczonym sprzed przepustnic kanałem L, i po rozpyleniu zostaje zassane przez silnik. Początek otwarcia zaworu reguluje się zmianą napięcia, a stopień wzbogacania zmianą sztywności sprężyny zaworu.

Urządzenie przyśpieszające (rys. 3) umieszczone jest między gardzielą a główną komorą membranową. Urządzenie to składa się z membramy, zaworu ssącego *S*, zaworu tłoczącego *T*, trzech sprężyn i zaworu wyłączającego *O*. Komora *M*, znajdująca się z lewej strony membramy, połączona jest kanałem *P* z zaworem ssącym *S*, umieszczonym pod komorą paliwową, i kanałem *R* z zaworem tłoczącym *T*, umieszczonym w gardzieli, pod kanałem paliwowym. Komora *N*, znajdująca się po prawej stronie membramy, połączona jest kanałem *Q* z częścią gardzieli, znajdującą się pod przepustnicami. W komorze tej umieszczone są trzy sprężyny, odpychające membranę w lewo. Przy przymkniętych przepustnicach powstaje w dolnej części gardzieli, podczas pracy silnika, duże podciśnienie, które przesuwa membranę w prawo, powodując ściśnienie sprężyn. Jednocześnie powiększona komora M zostaje wypełniona paliwem, dostającym się z komory paliwowej przez zawór S.

Przy zwiększeniu kąta otwarcia przepustnic podciśnienie w dolnej części gardzieli maleje, sprężyny odpychają membranę w lewo, komora M zmniejsza swoją objętość i znajdujące się w niej paliwo zostaje wstrzyknięte przez zawór *T* do gardzieli. Urządzanie to jest czynne tylko podczas pracy silnika i nie może służyć jako pompa zastrzykowa.

Regulator składu mieszanki, rys. 2, składa się z kurka regulatora, dyszy *D* i kanału *F*. Regulacja składu mieszanki odbywa się ręcznie przez przełączenie pewnego procentu podciśnienia, panującego w rurce zasilającej, do komór *X*, przez co zostaje obniżony poziom paliwa w komorze paliwowej, a w następstwie tego zmniejszona ilość paliwa, zasysanego przez powietrze, przepływające gardzielą.

Przy ustawieniu dźwigni regulatora na „Full rich“ (mieszanka bogata) kurek regulatora zamyka kanał *F*, i główna komora membranowa pracuje normalnie. Przy przesuwaniu dźwigni w kierunku „Cruising lean“ kurek stopniowo otwiera kanał *F*, powietrze przepływa przezeń z wlotu gaźnika do rurki zasilającej i powoduje spadek ciśnienia w komorach *X*, a przez to zubożenie mieszanki. Wielkość przepływu dyszy D jest tak dobrana, że przy położeniu dźwigni regulatora na „Cruising lean“ zawartość paliwa w mieszance dostarczonej przez gaźnik nie schodzi poniżej dopuszczalnej dolnej granicy. Położenie dźwigni regulatora na „Cruising lean“ jest dopuszczalne tylko podczas pracy silnika na ciśnieniu przelotowym.

Po przesunięciu dźwigni regulatora do położenia „Fuel cut off“ (paliwo odcięte) kanał *F* zostaje całkowicie otwarty i następuje wyrównanie ciśnień między rurką zasilającą a komorami *X*, wskutek czego membramy komory paliwowej rozchylają się i odcinają dopływ paliwa. Jednocześnie kułak *V* (rys. 3), sterowany dźwignią regulatora, podnosi się i zamyka zawór *O*, dzięki czemu zostaje przerwane połączenie między gardzielą a komorą *N*, i urządzenie przyspieszające przestaje działać.

Awigacja

Inż. Kazimierz Dzwonkowski

Wprowadzenie w P. L. L. „LOT“ nowoczesnego sprzętu wymagało jednoczesnego zastosowania najnowszych sposobów jego użytkowania. Stworzono referat awigacji i powierzono mu opracowanie metod umiejętnego wykorzystania samolotu w celu zwiększenia: bezpieczeństwa, wygody, szybkości, zasięgu i ekonomii.

Prace wydziału awigacji można podzielić na następujące 3 grupy:

1) technikę przelotu,
2) nawigację lotniczą,
3) eksploatację samolotu.

Grupa 1, technika przelotu, obejmuje zagadnienia sposobu wykonania lotu pod względem regulacji: mocy przelotowej, obrotów silnika, składu mieszanki, temperatury powietrza dogaźnikowego itp. a także doboru wysokości lotu, określenia sposobów wchodzenia na wysokość i schodzenia z niej. Do prac tej grupy zaliczyć należy studium nowych tras, studium obmarzania samolotu i wyszkolenie personelu latającego.

Grupa 2, nawigacja lotnicza, obejmuje prace związane z przygotowaniem map, określeniem położenia samolotu, obliczeniem jego kursu, drogi i czasu lotu przy pomocy sposobów nawigacji naziemnej, astronomicznej oraz radionawigacji.

Grupa 3, eksploatacja samolotu — to dostosowanie ogólnych zasad użytkowania samolotu do nowych typów samolotów, opracowanie instrukcji o sprzęcie dla personelu latającego, a także studia nowego sprzętu lotnictwa komunikacyjnego.

W tym miejscu omówimy tylko prace pierwszej grupy, gdyż nawigacja lotnicza i eksploatacja samolotu są przedmiotem rozważań innych artykułów w niniejszym zeszycie „Techniki Lotniczej“.

TECHNIKA PRZELOTU

Dostosowanie sposobu wykonania przelotu do obranej trasy i typu samolotu polega na:

1) przygotowaniu na ziemi elementów przelotu zależnych od czynników stałych, jak odległość, ukształtowanie terenu, obciążenie samolotu i wymagania wygody pasażerów i

2) umiejętnym wykonaniu przelotu na podstawie instrukcji i tabelek podających zależność elementów przelotu od czynników zmiennych i niemożliwych do przewidzenia z góry (temperatury, ciśnienia).

Regulacja silnika.

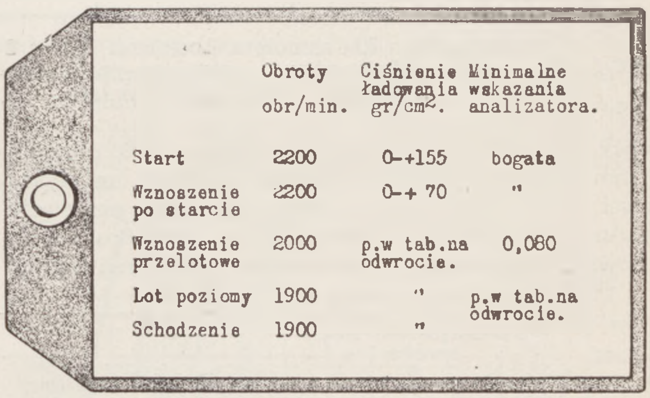
Studia nad techniką przelotu doprowadziły do zastosowania zasady „stałej mocy przelotowej“, polegającej na jednakowym obciążeniu silnika tak, aby podczas całego lotu (wznoszenie, lot poziomy i schodzenie) za wyjątkiem startu i lądowania, dawał on moc przelotową równą, zależnie od typu silnika i samolotu, 55 ÷ 65% mocy nominalnej.

Regulację silników na stałą moc przelotową podają pilotowi wykresy lub wygodniejsze w użyciu, chociaż mniej dokładne, tabelki.

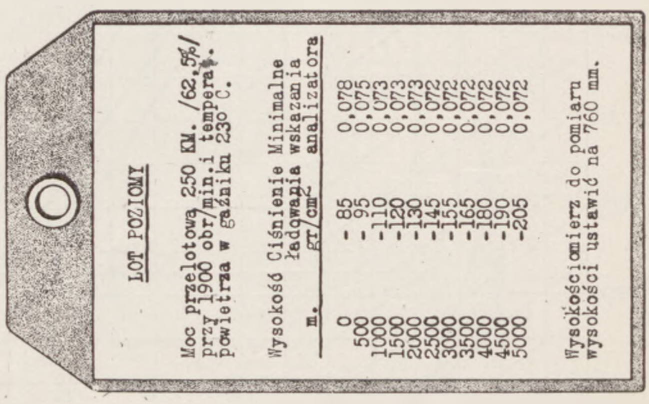
Rys. 1 przedstawia tabelki pilota dla samolotu Lockheed Electra 10A.

Rys. 2 podaje tabelki pilota dla samolotu Lockheed 14 H. Różnią się one od poprzednich, gdyż silniki Hornet wyposażone są w gaźniki z automatem regulacji mieszanki i mocy.

Na dokładniejszą regulację pozwala wykres (rys. 3), gdzie uwzględnia się także wpływ temperatury powietrza w gaźniku na moc silnika. Sposób korzystania z wykresu podają przykładowo na rys. 3 punkty od *1* do *5* połączone liniami przerywanymi. W przykładzie tym szukane jest ciśnienie ładowania dla



	Obroty obr/min.	Ciśnienie ładowania gr/cm².	Minimalne wskazania analizatora.
Start	2200	0-+155	bogata
Wznoszenie po starcie	2200	0-+ 70	"
Wznoszenie przelotowe	2000	p.w tab.na odwrocie.	0,080
Lot poziomy	1900	"	p.w tab.na odwrocie.
Schodzenie	1900	"	



LOT POZIOMY

Moc przelotowa 250 KM. /62,5%/ przy 1900 obr/min.i tempera. powietrza w gaźniku 23° C.

Wysokość m.	Ciśnienie ładowania gr/cm²	Minimalne wskazania analizatora
0	- 85	0,078
500	- 95	0,075
1000	-110	0,073
1500	-120	0,073
2000	-130	0,073
2500	-145	0,072
3000	-155	0,072
3500	-165	0,072
4000	-180	0,072
4500	-190	0,072
5000	-205	0,072

Wysokościomierz do pomiaru wysokości ustawić na 760 mm.

Rys. 1. Tabelka pilota zawierająca dane do regulacji silnika; u dołu — dla lotu poziomego, u góry — dla innych faz lotu (samolot Lockheed Electra 10 A z 2 silnikami Wasp Junior T B, 400 KM).

LOCKHEED 14-H 1.XI.1938.

LOT POZIOMY I SCHODZĄCY.

Moc przelotowa 450 KM. /60% mocy nominalnej/.

Wysokość m.	0	1000	2000	3000	3500	4000	4500
Obroty Obr/min.	1850	1830	1810	1780	1850	1900	1900
Minimalne wskazania analizatora	0,073	0,073	0,072	0,072	0,072	0,072	0,072

Wibracje silników występujące przy włączonym automacie regulacji mieszanki usuwać należy przez podgrzanie powietrza gaźnika do 50°C, albo zmianę obrotów.

Redukcję mocy można osiągnąć przez przymknięcie przepustnicy nawet przy włączonym automacie regulacji mieszanki.

15.VI.1938r.

LOCKHEED 14-H.

	Obroty obr/min.	Ciśn. ładow. gr/cm².	Pozycja dźwigni autom. mieszanki.	Powietrze gaźnika °C.	Oliwa temper. °C.	Głowice temper. °C.
Start	2300	+210- +365	wyłączony mieszanka bogata	zimne	minim. 40°	minim. 150°
Wznoszenie po starcie do 150 m.	2250	+175	"	"	40-85°	max. 260°
Wznoszenie przelotowe	1850 do 1950	pełne otwarcie przepustn.	"wznoszenie"	33-35	60-70° max. 85°	max. 260°
Lot poziomy	patrz na odwrocie	"	"przelot"	"	60-70° max. 85°	175-230° max. 285°
Schodzenie	"	"	"	"	"	175-230°
Podchodzenie do lądowania.	1850 do 1900	zależnie od potrzeby	wyłączony mieszanka startowa	zimne	"	-

Rys. 2. Tabelka pilota dla samolotu Lockheed 14 H z 2 silnikami Hornet SIE-G, 750 ÷ 850 KM, u góry — dla lotu poziomego i do schodzenia, u dołu — dla innych faz lotu.

mocy 250 KM przy obrotach silnika 1900 obr/min i temperaturze powietrza w gaźniku 25°C na wysokości 2100 m. (Punkt *3* otrzymano jako przecięcie rzędnej temperatury powietrza w gaźniku, 25°C, i równoległej do krzywych charakteryzujących wpływ zmiany temperatury powietrza w gaźniku na moc silnika; inne punkty nie wymagają objaśnień). Ciśnienie ładowania wynosi — 132 gr/cm².

Do określenia szybkości samolotu na wysokości przy różnych mocach przelotowych używa się wykresu podróżnego (rys. 4). *) Lewa strona wykresu służy do zamiany wysokości ciśnieniowej na gęstościową, na prawej zaś określa się szybkość przy danej mocy znalezionej wysokości gęstościowej i rzeczywistej temperaturze powietrza na wysokości. Na wykresie określono przykładowo szybkość samolotu (275 km/godz) na wysokości, odczytanej z wysokościomierza, a więc ciśnieniowej, 2750 m (wysokość gęstościowa — odcięta punktu *2* — wynosi 2250 m przy temperaturze powietrza — 15° C i mocy silników 2×250 KM). Punkt *2* znaleziono jako przecięcie rzędnej — 15°C, i równoległej do krzywych stałej gęstości poprowadzonej z punktu *1*.

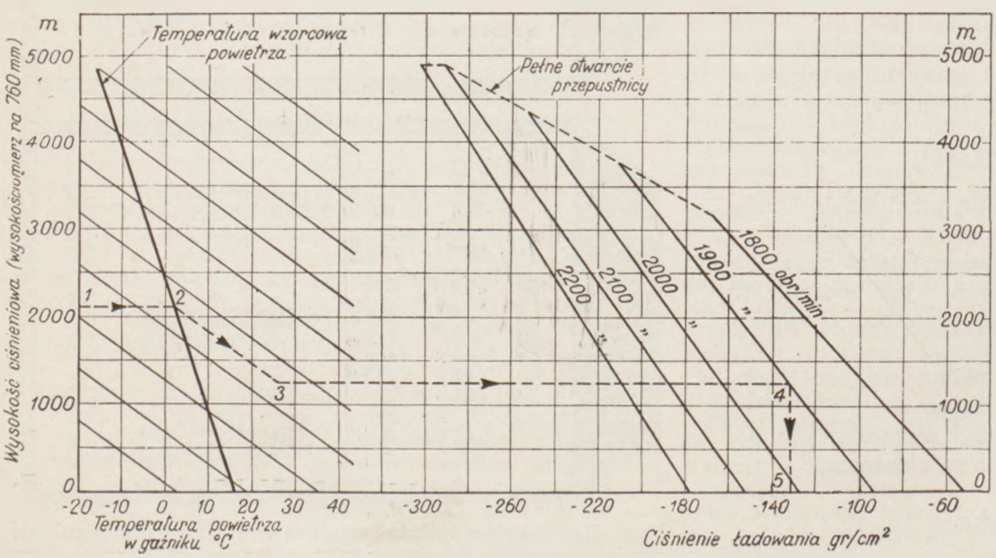
Wysokość przelotowa.

Dla każdej mocy silników i odległości przelotu istnieje jedna wysokość, tak zwana „wysokość przelotowa", na której samolot powinien wykonać lot poziomy, aby uzyskać najkrótszy czas przelotu.

Nie jest to zupełnie ścisłe, gdyż wpływ na czas przelotu mają także rozkłady wiatrów na różnych wysokościach, a przede wszystkim obciążenie samolotu. Ostatni czynnik, dla uzyskania najkrótszego czasu przelotu, zmuszałby do stałego zwiększania wysokości lotu w miarę ubytku paliwa. Zmiana ciężaru samolotu z tego powodu jest znaczna, bo np. Lockheed 14 H podczas przelotu Warszawa — Ateny zużywa około 1150 kg paliwa, co wynosi 14,5% całkowitego ciężaru samolotu w locie. Przy krótkich przelotach można pominąć ten wzgląd i lecieć na stałej wysokości przelotowej.

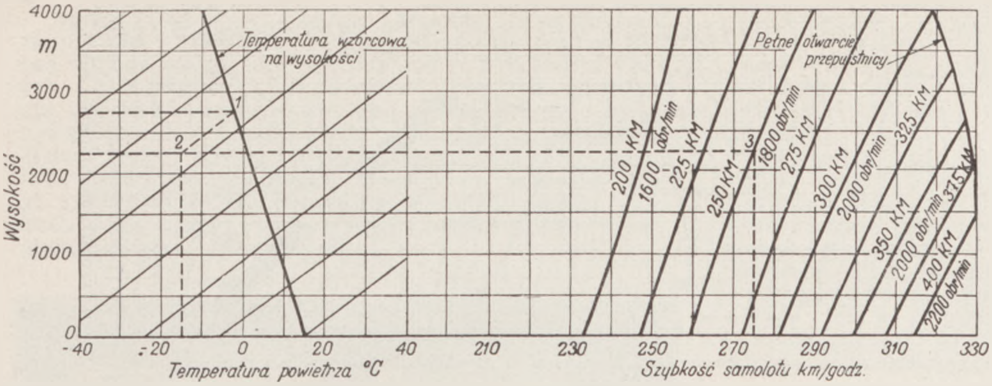
Wykres wysokości przelotowych w funkcji odległości i mocy silnika dla samolotu Lockheed Electra 10 A podaje rys. 5.*)

W długich przelotach, gdy samolot przy starcie jest wysoko obciążony stosuje się oprócz stopniowego zwiększania wysokości lotu poziomego, w miarę ubytku paliwa, również nieco większą moc przelotową w ciągu kilku godzin po starcie, celem uniknięcia lotu na dużych kątach natarcia.



Rys. 3. Krzywe stałej mocy dla silnika Wasp Junior T B, 400 KM. (Samolot Lockheed Electra 10 A, śmigła „Constant Speed", 62,5% mocy nominalnej = 250 KM).

*) Wykresy podane na rys. 4, 5, 6 i 7 odnoszą się do pełnego obciążenia samolotu.



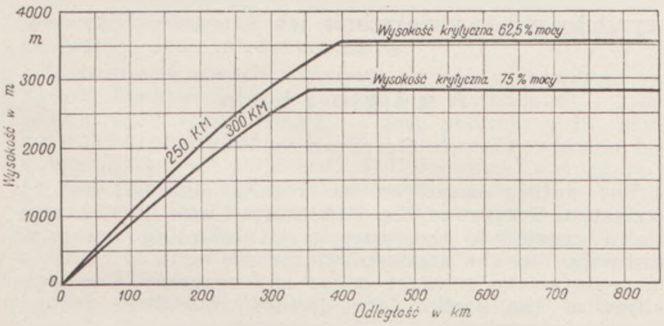
Rys. 4. Wykres podróżny dla samolotu Lockheed Electra 10 A ze śmigłem „Constant Speed" przy pełnym obciążeniu.

Profil lotu.

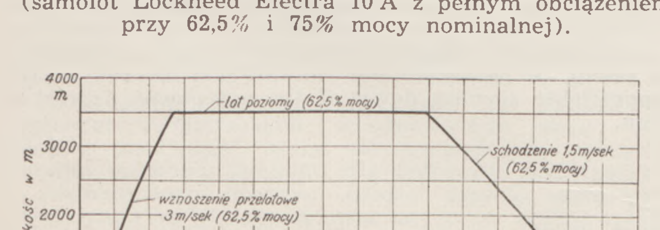
Profil lotu składa się z trzech części: wznoszenia, lotu poziomego i schodzenia (rys. 6).*) Składowe pionowe szybkości przy wznoszeniu i schodzeniu są ograniczone do 3 i 1,5 m/sek ze względu na fizjologiczny wpływ ich na organizm, a więc dla zapewnienia pasażerom dobrego samopoczucia.

Wysokie góry na niektórych odcinkach zmuszają do lotu na wysokościach większych niż to wynikało by z rys. 5. Np. na trasie Sofia — Saloniki (rys. 7) przy odległości 260 km wysokość przelotowa powinna wynosić 2580 m, ale ze względu na góry, podczas lotu na przyrządy, przyjmuje się wysokość 3000 m.

Na tym samym rys. 7 widzimy, że krzywe wznoszenia i schodzenia przy locie w obydwu kierunkach przechodzą poniżej szczytów górskich. Przy omijaniu tych przeszkód zachowuje się przyjęte składowe pionowe szybkości (3 m/sek przy wznoszeniu i 1,5 m/sek przy schodzeniu), a więc zachodzić muszą zmiany kursu lotu z ewentualnym przedłużeniem odcinka lotu poziomego.



Rys. 5. Wysokości przelotowe dla różnych odległości (samolot Lockheed Electra 10 A z pełnym obciążeniem przy 62,5% i 75% mocy nominalnej).



Rys. 6. Profil lotu samolotu Lockheed Electra 10 A przy odległości 400 km i 62,5% mocy nominalnej.

*) Wykresy podane na rys. 4, 5, 6 i 7 odnoszą się do pełnego obciążenia samolotu.

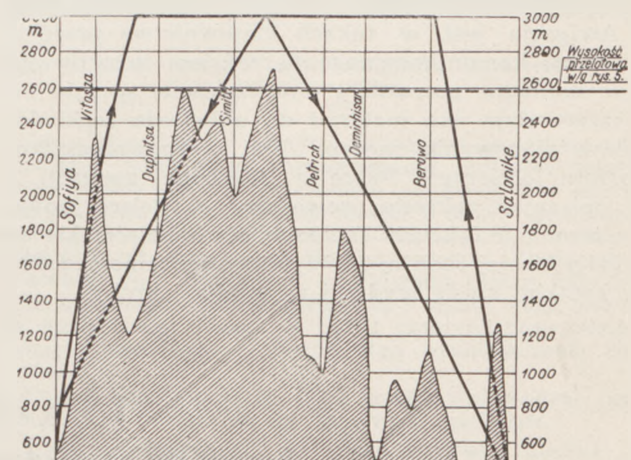
Kontrolę sposobu wykonania przelotu przeprowadza się na podstawie wykresów barografów, w które wyposażone są samoloty P.L.L. „LOT". Barogramy dają, w trochę zmiennej co prawda formie, profil lotu. Prawidłowo wykonane przeloty na trasie Bukareszt — Czerniowce (410 km) i Czerniowce — Lwów (225 km) podają wykresy barografu na rys. 8.

Barogram z rys. 9 jest przykładem przelotu nieprzemyślanego i nieracjonalnie wykonanego.

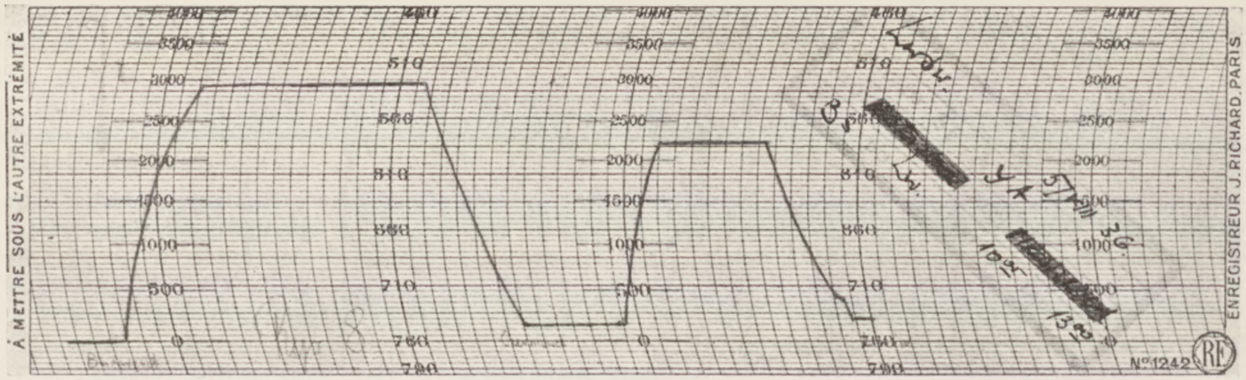
Zużycie paliwa.

Awigacja poświęca wiele uwagi zużyciu paliwa. Wszystkie samoloty komunikacyjne P.L.L. „LOT" wyposażone są w analizatory spalin (Cambridge) ułatwiające dobór najlepszego składu mieszanki w locie. Silniki Hornet SIE-G (samoloty Lockheed 14 H) posiadają gaźniki z automatyczną regulacją mieszanki i mocy (Automatic Mixture and Power Control). Tym urządzeniom i odpowiedniemu przeszkoleniu personelu latającego przypisać należy obniżenia jednostkowego zużycia z 270 gr/KMgodz (w roku 1934) do średnio 230 gr/KMgodz (w roku 1938). Jest to około 15% oszczędności, co można ocenić po wzięciu pod uwagę, że P.L.L. „LOT" zużyły w roku 1938 paliwa lotniczego za prawie 1,5 miliona złotych.

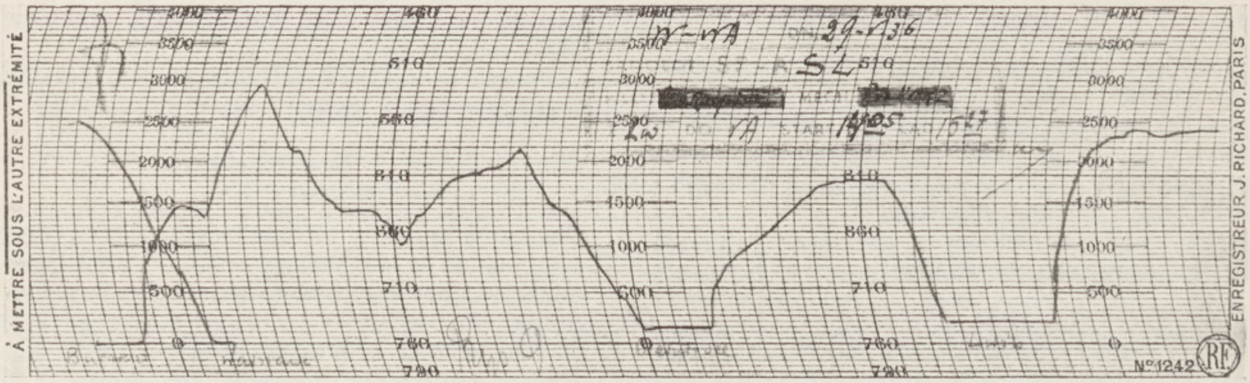
Poza bezpośrednim zyskiem, jakim jest zmniejszenie wydatków na paliwo, obniżenie jednostkowego zużycia daje jeszcze zyski pośrednie, mianowicie zwiększenie rozporządzalnego obciążenia handlowego samolotu.



Rys. 7. Profil trasy Sofia — Saloniki. Profil trasy powstaje przez prostopadłe do kierunku lotu rzutowanie rzeźby terenu w pasie o szerokości 40 ÷ 50 km.



Rys. 8. Barogramy z przelotów na trasie Bukareszt — Czerniowce i Czerniowce — Lwów.



Rys. 9. Barogram z przelotu źle przeprowadzonego.

P.L.L. „LOT" stosują do przelotów 100% rezerwy paliwa zwiększone dodatkowo o ilość wystarczającą na 45 minut lotu. Rezerwa 100% pozwala na powrót na lotnisko wyjściowe, dodatkowe 45 min. lotu przeznaczone jest na potrzeby ewentualnego lądowania w złych warunkach atmosferycznych. Na trasach dłuższych od 600 km stosuje się rezerwy paliwa mniejsze, a mianowicie wystarczające na dolecenie do dwóch lotnisk komunikacyjnych, położonych najbliżej lotniska docelowego, plus paliwo na 45 min. lotu.

Awigacja jest w rękach kierownictwa przedsiębiorstwa komunikacyjnego narzędziem umożliwiającym dokładne poznanie i wykorzystanie sprzętu lotniczego. Daje ona materiał do układania rozkładów lotów, planowania nowych linii i unowocześniania sprzętu lotniczego. Prace z dziedziny awigacji są w opisanym zakresie prowadzone w Polsce jedynie na terenie P.L.L. „LOT". Jako prace pionierskie dowiodły swojej racji bytu. Wyniki prac zamortyzowały w krótkim czasie wydatki na studia i próby.

Kilkuletnia działalność referatu awigacji pozwala wyrazić przekonanie, że przeniesienie tych prac, w odpowiedniej formie, na samoloty wojskowe przyczyniłoby się do zwiększenia ich własności bojowych.

Avigation

Summary

The author describes the results obtained by the Avigation-Section of the Polish Air Lines „LOT", specially created to the purpose of adapting operating technique to the modern equipment with a view to increase safety, comfort, speed and economy. The activities of the section are divided into three groups: 1) cruising technique, 2) air navigation and 3) aircraft operating technique. A comprehensive series of investigations and statistics have led to the establishment of instructions, tables, outlines of flying routes etc. which altogether have contributed to attain more safety, a saving of nearly 15 per cent of fuel as well as an appreciable slowing down of the equipment depreciation.

Librascope

Aparat do sprawdzania wyważania samolotu

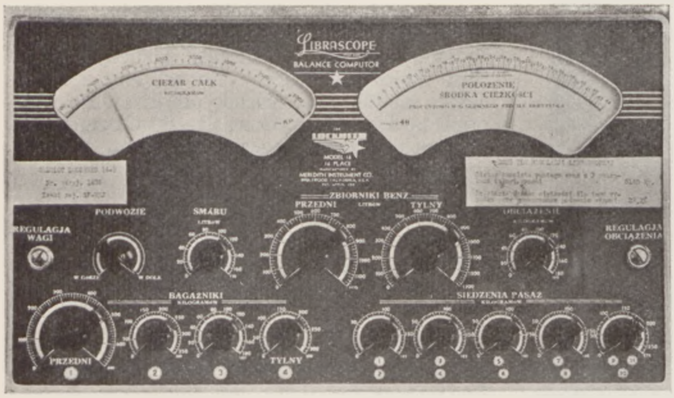
W celu uproszczenia i przyspieszenia czynności związanych z obliczaniem ciężaru i wyważenia samolotu, amerykańska wytwórnia przyrządów „Meredith Instrument Co" w Inglewood w Kalifornii skonstruowała aparat „Librascope", — obliczający ciężar całkowity oraz wykazujący położenie środka ciężkości samolotu[1]).

Aparat ten opracowano dla szeregu typów amerykańskich samolotów komunikacyjnych i obecnie jest on w powszechnym użyciu na liniach amerykańskich i niektórych europejskich. „Librascope" stanowi również normalne wyposażenie samolotów Lockheed 14 — Polskich Linii Lotniczych „LOT"[2]).

[1]) Wg danych firmowych dokładność wskazań aparatu wynosi [illegible] dla ciężaru i 0,1% dla położenia środka ciężkości.

[2]) Szczegółowy opis tego samolotu podano w artykule tegoż autora w Technice Lotniczej, Nr 11, 1938 r.

Aparat stanowi niewielką skrzynkę (o wymiarach w mm 260 X 450 X 50 i ciężarze około 3,1 kg), na jednej ścianie której umieszczono skale i pokrętła (por. rys. 1). Mechanizm „Librascope'u" (por. rys. 2) składa się z dwóch systemów dźwigni, uruchamianych za pomocą zębatek i kół zębatych, napędzanych pokrętłami. Jeden system dźwigni oblicza ciężar całkowity samolotu, odpowiadający danym położeniom pokręteł; drugi system służy do obliczania położenia środka ciężkości przy danym rozmieszczeniu obciążeń. Oba te systemy działają jednocześnie.



Rys. 1. „Librascope" dla samolotu Lockheed 14 — ściana przednia. Tekst napisu z prawej strony zawiera dane dla regulacji aparatu.

Skala lewa wykazuje „ciężar całkowity" (dla europejskich samolotów w kilogramach). Dla komunikacyjnego samolotu Lockheed 14 skala ta podzielona jest na trzy odcinki: zielony w granicach 4500 — 7040 kg, żółty w zakresie 7040 — 7940 kg, wreszcie czerwony — powyżej 7940 kg do 8200 kg.

Ciężar całkowity mieszczący się w granicach żółtego odcinka przekracza normalny ciężar całkowity samolotu, lecz mieści się w granicach „warunkowego" ciężaru całkowitego. Ciężar w obrębie odcinka czerwonego jest w ogóle niedopuszczalny.

Odróżnianie dwóch rodzajów ciężaru całkowitego samolotu Lockheed 14 — normalnego (standard) i „warunkowego" (provisional) — jest potrzebne dla użytkowników amerykańskich. W Ameryce obowiązuje bowiem przepis Department of Commerce, wymagający by maksymalna szybkość lądowania samolotów komunikacyjnych nie przekraczała 105 km/godz. Warunkowi temu odpowiada ciężar samolotu Lockheed 14, wynoszący około 7040 kg, podczas gdy ciężar całkowity wynosi 7930 kg.

Skala prawa „Librascope'u" wykazuje położenie „środka ciężkości" samolotu w procentach średniej cięciwy skrzydła. Skala ta dla Lockheed'a 14 obejmuje: odcinek zielony 28 — 34%, oraz dwa czerwone 4 — 28% i 34 — 44%.

Samolot powinien być tak obciążony, by środek ciężkości wypadł w granicach 28 — 34%.

„Librascope" samolotu Lockheed 14 posiada 14 pokręteł zaopatrzonych w odpowiednie skale. Pokrętło „podwozia" służy do sprawdzania położenia środka ciężkości samolotu dla podwozia opuszczonego i podniesionego. Pokrętło „smaru" posiada skalę wycechowaną w litrach; ustawia się je na liczbie, odpowiadającej ilości litrów smaru znajdującego się w obu zbiornikach. Dwa dalsze pokrętła odpowiadają zbiornikom paliwa — dwom przednim i dwom tylnym. Wpływ obciążenia każdego z czterech bagażników uwzględnia oddzielne pokrętło. Wreszcie cztery pokrętła odpowiadają obciążeniu ośmiu foteli pasażerskich, zaś piąte — trzem pasażerom ostatnim. Przewidziane w pewnych wypadkach obciążenie samolotu balastem (umieszczonym w toalecie), uwzględnia oddzielne pokrętło.

Wskazówki „Librascope'u" dla każdego samolotu danego typu muszą być ustawione w położeniu wyjściowym na podstawie wyników ważenia.

Te punkty wyjściowe określa ciężar samolotu pustego z trzema członkami załogi (pilot, radiooperator oraz mechanik pokładowy, lub steward na siedzeniu w końcu kabiny pasażerskiej), oraz położenie środka ciężkości dla tego wypadku przy opuszczonym podwoziu.

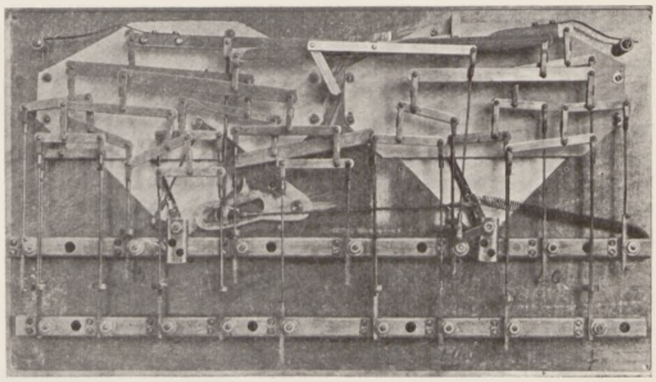
Do ustawiania wskazówek w punktach wyjściowych służą śrubki regulacyjne umieszczone blisko bocznych krawędzi skrzynki „Librascope'u". Oczywiście nie byłoby celowe przeznaczać aparat (przystosowany do danego typu samolotu) — do stałego użytku na lotnisku, bowiem dla każdego lądującego samolotu trzebaby przeregulowywać punkty wyjściowe wskazówek. Należy więc w przyrząd ten zaopatrzyć każdy samolot.

Posługiwanie się „Librascope'm" jest następujące: ustawia się wszystkie pokrętła w położeniach zerowych, zaś pokrętła zbiorników smaru i paliwa w położenia odpowiadające potrzebnym ilościom materiałów pędnych. Wreszcie ustawia się pozostałe pokrętła odpowiednio do projektowanego rozmieszczenia obciążenia w bagażnikach, oraz prawdopodobnego — w kabinie pasażerskiej.

Jeżeli położenie wskazówek „Librascope'u" wskazuje na prawidłowe obciążenie samolotu — sprawdza się położenie środka ciężkości, gdy podwozie jest opuszczone.

Czynnością ostatnią będzie sprawdzenie położenia środka ciężkości samolotu — przy podwoziu schowanym i opuszczonym — dla wypadku, gdy ilość paliwa w zbiornikach jest niewielka.

Jeżeli położenie środka ciężkości nie jest zadowalające, poprawia się je przyjmując — jeżeli to możliwe — inny sposób napełniania zbiorników paliwem, względnie przemieszczając ładunek w bagażnikach; w ostatecznym razie inaczej rozmieszcza się pasażerów.



Rys. 2. „Librascope" dla samolotu Lockheed 14 — widok wnętrza.

Jak z powyższego widać „Librascope" umożliwia wyznaczenie właściwego rozmieszczenia ciężarów jeszcze przed rzeczywistym obciążeniem samolotu. Po nabraniu pewnego doświadczenia można z dużym przybliżeniem przewidzieć, które fotele zostaną najprawdopodobniej zajęte przy danej ilości pasażerów. Znając spodziewaną ilość pasażerów, oczekiwany ciężar ładunku, oraz minimalną ilość paliwa jaką samolot musi zabrać na daną trasę, można — przed rzeczywistym załadowaniem samolotu — ułożyć plan rozmieszczenia ciężarów.

Ewentualne poprawki, jakie trzeba wprowadzać przy właściwym obciążeniu są zazwyczaj nieliczne.

Cena „Librascope'u" jest dość wysoka; zależnie od ilości zamówionych sztuk wynosi okrągło 170 — 250 dol, przy czym niższa obowiązuje dla serii powyżej 25 sztuk.

Na zakończenie można dodać, iż ze wskazań „Librascope'u" korzystano podczas rajdów; miał go na pokładzie Howard Hughes podczas swego lotu dokoła świata i Archbold — w czasie przelotu przez Ocean Spokojny, używał go również mjr Makowski podczas przelotu przez Atlantyk Południowy.

Inż. Wacław Zaremba.

10-lecie Polskich Linii Lotniczych „LOT"



Załoga pierwszego samolotu włoskiego tow. Avio Linee Italiane na lotnisku w Warszawie. Po środku V-dyr. „LOT"-u mjr inż. Zejfert.

W roku bieżącym komunikacja lotnicza w Polsce obchodzi podwójny jubileusz, mija bowiem 20 lat od postawienia przez polskie lotnictwo komunikacyjne pierwszych kroków i 10 lat od założenia P.L.L. „LOT".

Pierwsze 10 lat komunikacji lotniczej w Polsce — to pozbawione świadomego planu i jednolitego kierownictwa poczynania kilku towarzystw prywatnych. Nie doprowadziły one co prawda do powstania polskiej polityki w lotnictwie komunikacyjnym, dały natomiast poważny dorobek pod postacią kadry wyszkolonego personelu, którego znaczna część dotychczas pracuje w P.L.L. „LOT".

Właściwy rozwój polskiego lotnictwa komunikacyjnego rozpoczął się od chwili założenia państwowo-samorządowego przedsiębiorstwa, Polskich Linii Lotniczych „LOT". Scentralizowane i planowe kierownictwo, korzystające z daleko idącego poparcia władz państwowych i ściśle z nimi współpracujące, rychło wyszło poza ciasne ramy, w których pracowali poprzednicy „LOT"-u.

Już w latach 1930/31 jesteśmy świadkami ukazania się polskiego samolotu komunikacyjnego na szlakach międzynarodowych, kiedy P.L.L. „LOT" rozpoczynają obsługę linii Warszawa — Saloniki. Szlaków tych obejmuje sieć P.L.L. „LOT" coraz więcej, tak, że dziś długość linii zagranicznych, obsługiwanych przez samoloty polskie, przeszło czterokrotnie przekracza długość linii krajowych.

W pracy swej P.L.L. „LOT" stale przestrzegają zasady pełnego wyzyskania możliwości technicznych, jakie daje nowoczesny sprzęt komunikacyjny. Niezwykłe na pozór wyczyny, jak nocny lot bez lądowania na 1600 km odległości Warszawa — Ateny lub 1300 km lotu Ateny — Lydda, przebiegającego cały czas nad morzem, są jedynie dowodami racjonalnego doboru i wykorzystania sprzętu P.L.L. „LOT".

Po szczególnie intensywnej rozbudowie komunikacji zagranicznej, przeprowadzonej w ostatnich 2-ch latach, sieć „LOT"-u doszła do zasięgu, widocznego na zamieszczonej w tym samym zeszycie mapie. Ostatnio wprowadzonymi elementami tej sieci są połączenia na trasach Budapeszt—Belgrad i Budapeszt — Rzym. Otwarcie tych połączeń nastąpiło dn. 14 czerwca b. r.

Dn. 15 czerwca, a więc nazajutrz po wejściu w zasięg polskich samolotów komunikacyjnych dwóch nowych stolic: Belgradu i Rzymu, P.L.L. „LOT" święciły swój 10-letni jubileusz. Uroczystości z nim związane odbyły się w porcie lotniczym na Okęciu; zaszczycił je swoją obecnością Pan Prezydent R. P. Obecni byli ponadto przedstawiciele Rządu, władz wojskowych, korpusu dyplomatycznego, delegacje lotnictw komunikacyjnych, włoskiego, węgierskiego i jugosłowiańskiego oraz liczne grono pracowników „LOT"-u i zaproszonych gości.

Uroczystość rozpoczęto o g. 8.30 odsłonięciem tablicy ku czci poległych śmiercią lotnika członków personelu „LOT"-u, następnie zaś odbyła się dekoracja pracowników „LOT"-u. O 10.30 przybył Pan Prezydent, po czym polową mszę świętą odprawił ks. arcybiskup Gall. Przybrany zielenią ołtarz był ustawiony na tle 3-ch samolotów komunikacyjnych.

Po mszy świętej wygłosił przemówienie minister komunikacji płk. Ulrych, meldując Panu Prezydentowi o dotychczasowych osiągnięciach i przyszłych zamierzeniach „LOT"-u, następnie zaś dyr. Makowski złożył sprawozdanie z 10-letniej działalności „LOT"-u. Obaj mówcy podkreślili opiekę, jaką Pan Prezydent darzy rozwój polskiej komunikacji lotniczej, będącą widomym znakiem wielkiego odczucia powagi zadań, jakie przed tą komunikacją stoją.

Pan Prezydent dokonał następnie przeglądu samolotu komunikacyjnego i niektórych elementów wyposażenia i opuścił port lotniczy o 11.40. Na zakończenie odbył się o 12-ej obiad koleżeński.

Charakter uroczystości, uświetnionej obecnością najwyższych czynników państwowych, symbolizuje rolę, jaką spełniła i powinna nadal spełniać komunikacja lotnicza, w utrwalaniu i rozwijaniu potęgi Polski.



Pan Prezydent opuszcza kabinę samolotu komunikacyjnego. Obok stoją minister komunikacji płk. Ulrych i dyr. Departamentu Lotnictwa Cywilnego mjr Piątkowski.

Wymagania stawiane sprzętowi w lotnictwie komunikacyjnym

Inż. Wilhelm Challier

Wymagania, którym powinny odpowiadać wszystkie kategorie sprzętu używanego w lotnictwie komunikacyjnym, wynikają z wymagań ogólnych stawianych wszelkiego rodzaju komunikacji, a więc również komunikacji lotniczej. Tymi wymaganiami ogólnymi są:

bezpieczeństwo i regularność,
wygoda pasażerów,
szybkość,
ekonomia eksploatacji.

Stopień ważności tych wymagań nie jest oczywiście jednakowy, a kolejność ich hierarchii zależna jest ponadto od rodzaju komunikacji. Jeżeli chodzi o komunikację lotniczą, to wymaganie bezpieczeństwa i regularności zajmuje i w niej jak w każdej komunikacji, miejsce naczelne. Na dalszym planie należy postawić wygodę pasażerów, oraz szybkość, zaś na ostatnim dopiero — ekonomię eksploatacji. Komunikacja lotnicza jest dziś powszechnie uznawaną koniecznością państwową, mniej lub więcej wydatnie subsydiowaną przez rządy poszczególnych państw. Daleko jej wciąż jeszcze do ideału samoopłacalności, choć z drugiej strony trzeba przyznać, że czynione są poważne wysiłki w tym kierunku i że zagadnieniom ekonomii eksploatacji poświęca się obecnie znacznie więcej uwagi, niż dawniej. Usiłowania idą w tym kierunku, aby nie obniżać kosztów eksploatacji kosztem innych wymagań, które również są coraz wyższe, lecz, aby osiągnąć cel przez stosowanie nowoczesnego sprzętu o większej niezawodności i większej wydajności od dawnego sprzętu.

Wymienione na wstępie wymagania ogólne określają z jednej strony rodzaje sprzętu, którego stosowanie w lotnictwie komunikacyjnym jest konieczne lub pożądane, z drugiej zaś — charakterystyki techniczne, którym sprzęt ten powinien odpowiadać.

B e z p i e c z e ń s t w o i r e g u l a r n o ś ć komunikacji lotniczej wymagają zarówno samolotów niezawodnych w pracy, mogących bezpiecznie latać we wszystkich porach dnia i roku, oraz we wszelkich warunkach atmosferycznych, jak i odpowiedniej organizacji przyziemi (portów i szlaków lotniczych), należytej obsługi meteorologicznej, oraz odpowiednich metod nawigacji powietrznej Na samolot niezawodny i bezpieczny we wszystkich spotykanych warunkach lotu składają się:

— dobre własności lotu,

— dostateczna wytrzymałość i sztywność płatowca,

— niezawodny w pracy zespół napędowy, dokładnie wskazujące i niezawodnie działające przyrządy pokładowe, zarówno nawigacyjno - pilotażowe, jak i kontrolujące pracę zespołu napędowego.

— niezawodne w działaniu radio pokładowe,

— niezawodne działanie wszystkich instalacyj i mechanizmów płatowca,

— przystosowanie i wyposażenie samolotu do lotów w zimie, w nocy, bez widoczności zewnętrznej, a w razie potrzeby i do lotów na dużej wysokości,

— urządzenia chroniące przed oblodzeniem płatowca i obmarzaniem gaźnika,

— wygoda pracy załogi, zapobiegająca nadmiernemu zmęczeniu fizycznemu i nerwowemu.

Orgnizacja przyziemi obejmuje zarówno urządzenia samych portów lotniczych (dostateczne wymiary i dobra nawierzchnia lotniska, dobre podejście do lądowania, oświetlenie lotniska, radiostacje łączności i kierunkowe, radiostacje do lądowania ślepego, warsztaty napraw), jak i urządzenia szlaków lotniczych (rozmieszczenie lądowisk pomocniczych, zapewnienie łączności radiowej, oświetlenie szlaków).

W y g o d a p a s a ż e r ó w jest czynnikiem bardzo ważnym w komunikacji lotniczej, gdyż w znacznej mierze stanowi o jej powodzeniu. Tak, np. prace nad izolacją akustyczną kabin samolotów podjęte zostały w Stanach Zjednoczonych A. P. na skutek ankiety, która wykazała, że główną przyczyną powstrzymującą ludzi od podróży samolotem jest hałas w kabinie, ujemnie wpływający na system nerwowy pasażerów. Na wygodę pasażerów wpływają: izolacja akustyczna kabiny; oświetlenie i wentylacja kabiny; wygodne fotele; miejsca sypialne w samolotach przeznaczonych do komunikacji nocnej długodystansowej; kabina szczelna przy odpowiednim ciśnieniu w samolotach przeznaczonych do lotów na dużych wysokościach itp.

S z y b k o ś ć jest ważna dla każdej komunikacji. Dla komunikacji lotniczej jednak posiada szybkość znaczenie wyjątkowe, gdyż jest ona racją istnienia tej komunikacji. Nic więc dziwnego, że główny wysiłek techniki lotniczej skierowany był na powiększenie szybkości samolotów. Osiągnięto wyniki rzeczywiście imponujące, bo szybkość samolotów komunikacyjnych wzrosła w przeciągu ostatnich kilku lat o 100%. Wzrost ten osiągnięty został dzięki wzrostowi mocy silników, zmniejszeniu oporów płatowca i oporów chłodzenia silników oraz zwiększeniu obciążenia powierzchni nośnej. Wydaje się jednak, że dalsze powiększanie szybkości na drodze dotychczasowej nie jest możliwe, o ile nie chcemy zmniejszać bezpieczeństwa i pragniemy zachować pewną ekonomię eksploatacji. Szybkości maksymalne nowoczesnych samolotów komunikacyjnych wynoszą około 350 ÷ 400 km godz, wyjątkowo tylko przekraczając ostatnią cyfrę; na tym poziomie nastąpiła już pewna stabilizacja, świadcząca o tym, że obecny kompromis

między sprzecznymi na ogół wymaganiami dużej szybkości i małych kosztów eksploatacji uznany został za zadowalający. Nie znaczy to jednak wcale, że dalsze powiększanie szybkości samolotów komunikacyjnych nie jest w ogóle potrzebne. W komunikacji lotniczej transkontynentalnej o długich etapach, a zwłaszcza w komunikacji transoceanicznej, wzrost szybkości będzie zawsze pożądany. Najnowsze usiłowania idą w tym kierunku, aby uzyskać zwiększenie szybkości przez loty w substratosferze (6000 ÷ 8000 m), co wymaga jednak kabin szczelnych, w których utrzymywane jest ciśnienie niewiele różniące się od ciśnienia atmosferycznego przy ziemi. Dodatkową zaletą lotów w substratosferze jest znacznie mniejsze uzależnienie od warunków atmosferycznych, oraz zmniejszenie niebezpieczeństwa oblodzenia płatowca. W Stanach Zjednoczonych A. P. zbudowano ostatnio dwa samoloty komunikacyjne z kabiną szczelną (Boeing 307 „Stratoliner" i Curtiss-Wright Model 20), a próby z kabinami szczelnymi przeprowadzane były od dłuższego już czasu zarówno w Ameryce (Lockheed) jak i we Francji (Farman), Belgii (Renard), ostatnio zaś również w Anglii (General Aircraft). Mimo niewątpliwego podrożenia i większego skomplikowania tego rodzaju konstrukcji wolno przypuszczać, że komunikacja substratosferyczna w niedługim już czasie stanie się faktem.

Ekonomia eksploatacji jest czynnikiem odgrywającym coraz to większą rolę, w miarę rozrastania się zasięgu komunikacji lotniczej. Wpływają na nią zarówno koszty nabycia sprzętu, jak i koszty jego użytkowania. Pierwsza z tych pozycyj, jak dotąd, stale rośnie, gdyż nowoczesny sprzęt lotniczy jest wprawdzie znacznie lepszy od dawnego, ale też bardziej skomplikowany i droższy. Konieczne jest więc obniżenie drugiej pozycji — kosztów użytkowania — i w tym kierunku robione są znaczne wysiłki ze strony linii lotniczych i wytwórców sprzętu. Tak więc przedłużyły się znacznie okresy między przeglądami silników, wynoszące obecnie kilkaset godzin. Zmniejsza się zużycie paliwa, zarówno przez racjonalną regulację składu mieszanki (analizatory spalin, automatyczne poprawniki wysokości), jak i przez staranny dobór mocy i wysokości przelotowych, oraz ulepszenie metod nawigacji powietrznej, zapobiegające niepotrzebnemu przedłużaniu trasy lotu. Wysoka doskonałość aerodynamiczna nowoczesnych samolotów obniża nadto zużycie paliwa na jednostkę przelecianej drogi. Postępy w dziedzinie bezpieczeństwa lotu również wpływają na obniżenie kosztów eksploatacji, gdyż zmniejszają ilość uszkodzonego sprzętu. Wreszcie, stosunek ciężaru użytecznego do ciężaru całkowitego, stanowiący o opłacalności eksploatacji samolotu uległ znacznej poprawie; wysiłki konstruktorów idą w kierunku dalszego powiększenia tego stosunku, na który zwraca się baczną uwagę już przy projektowaniu samolotu.

Wymagania ogólne, podane na wstępie, dotyczą oczywiście każdego sprzętu lotniczego, nie tylko sprzętu używanego w komunikacji lotniczej, ale i w lotnictwie wojskowym. Jednak hierarchia wymagań nie jest w obu wypadkach ta sama, nie zawsze więc jest pożądane uzależnienie własności sprzętu komunikacyjnego od kryteriów stosowanych przez przemysł lotniczy przy produkcji dla potrzeb lotnictwa wojskowego. U podstaw lotnictwa komunikacyjnego leży wprawdzie lotnictwo wojskowe, a pierwsze samoloty komunikacyjne były tylko przerobionymi samolotami wojskowymi, obecnie jednak różnice między tymi rodzajami samolotów są bardzo znaczne i tak istotne, że wpływają nie tylko na konstrukcje, ale i na koncepcję samolotu. Należy przy tym zwrócić uwagę na zasadniczą różnicę między sprzętem komunikacyjnym a wojskowym, polegającą na dążeniu do jak najbardziej intensywnego eksploatowania tego pierwszego, wskutek czego o wycofaniu z użytku samolotu lub silnika komunikacyjnego decyduje zwykle nadmierne zużycie, podczas, gdy w lotnictwie wojskowym wycofuje się przeważnie sprzęt w dobrym stosunkowo stanie, jedynie ze względu na jego przestarzałość.

Stan obecny w poszczególnych dziedzinach techniki lotniczej rozpatrzony jest szczegółowiej w dalszych artykułach, podających również przewidywane kierunki rozwojowe, wynikające z najbardziej w danej chwili odczuwanych wad rozpatrywanego sprzętu, oraz informacje obrazujące stan posiadania Polski w rozpatrywanej dziedzinie.

General Characteristics of Air-Line Equipment

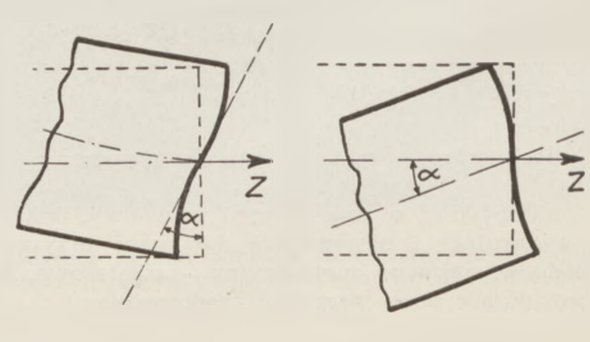
Summary

Air-line equipment must ensure: 1) safety and regularity of operation, 2) passenger comfort, 3) speed, and 4) low cost of operation. The author develops these points in succession discussing both their general aspect and means adopted to ensure the achievement of these conditions. In doing so he is taking into consideration substratospheric flights which, he thinks, are going to be adopted in the near future.

Errata

W zamieszczonym w numerze 5 „Techniki Lotniczej" artykule Dr inż. Witolda Billewicza p.t. „O łączności elementarnych metod obliczeń wytrzymałościowych ze ścisłymi metodami matematycznej teorii sprężystości", został wadliwie wykonany rys. 4, zamieszczony na str. 161 wymienionego numeru. Błąd polega na tym, że w lewej części rysunku oś pręta odkształconego przecina się pod kątem z prostą poziomą Z, podczas gdy w rzeczywistości powinna być do niej styczna w końcowym punkcie tej osi.

Po poprawieniu rysunek powyższy powinien wyglądać, jak pokazano obok.



Nowoczesne samoloty komunikacyjne

Inż. Wilhelm Chollier

Wymagania stawiane nowoczesnemu samolotowi komunikacyjnemu są tak różnorodne, że konieczne jest bliższe ich rozpatrzenie i omówienie zanim przystąpimy do przeglądu wybitniejszych samolotów komunikacyjnych doby obecnej. Wymagania te są niejednokrotnie sprzeczne, a kompromis, który należy zawrzeć, powinien oczywiście uwzględniać w pierwszym rzędzie wymagania najważniejsze, przede wszystkim zaś bezpieczeństwo lotu. Bezpieczeństwo to zależy od całego szeregu czynników, wśród których wymienić należy: własności lotu i osiągi, wytrzymałość i układ konstrukcyjny płatowca, urządzenia lodo-ochronne, przystosowanie do lotów bez widoczności zewnętrznej itp.

Własności lotu i osiągi.

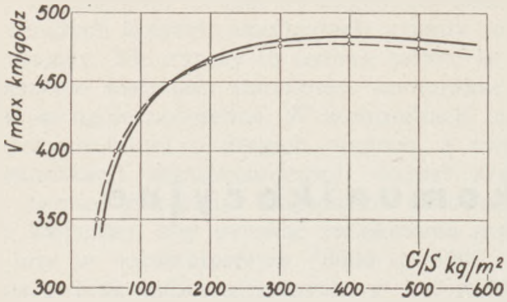
Przez własności lotu rozumiemy zazwyczaj stateczność, sterowność i zwrotność dookoła trzech osi samolotu, na różnych kątach natarcia i w różnych stanach lotu. Na osiągi zaś składają się szybkości poziome, szybkości i czasy wznoszenia, pułap, długości startu i lądowania, zasięgi. Charakterystyki te nie są zupełnie niezależne i wpływają wzajemnie na siebie, co trzeba mieć na uwadze rozpatrując ich poziom obecny i możliwości dalszego rozwoju.

Główny wysiłek konstruktorów w ostatnich latach skierowany był na polepszenie osiągów, przede wszystkim szybkości poziomej i zasięgu. Wynikiem tego był 100% wzrost szybkości samolotów komunikacyjnych, osiągnięty z jednej strony przez zwiększenie mocy silników, z drugiej zaś — i to przede wszystkim — przez zmniejszenie oporów płatowca. Powiększenie szybkości lotu przez powiększenie mocy silników jest oczywiście bardzo nieekonomiczne, gdyż moc potrzebna rośnie jak sześcian szybkości lotu, to też nie należy przewidywać dalszego zwiększenia szybkości na tej drodze, a widoczna obecnie dążność do rozwoju silników bardzo wielkiej mocy wywołana jest raczej wzrostem wymiarów samolotów komunikacyjnych, oraz koniecznością dostatecznego nadmiaru mocy przy starcie.

Zmniejszenie oporów płatowca osiągnięte zostało przez zmniejszenie oporów płata, oporów chłodzenia silników, oraz oporów szkodliwych. Aby zdać sobie sprawę z możliwego tu jeszcze postępu, rozpatrzymy bliżej te opory.

Na opór płata składają się opór wzbudzony oraz opór profilu, złożony z oporu tarcia powierzchniowego i oporu kształtu. Opór wzbudzony przy stałej sile nośnej jest odwrotnie proporcjonalny do kwadratu szybkości lotu, zmniejsza się zatem ze wzrostem szybkości, przeciwnie, niż opór profilu. Udział oporu wzbudzonego w oporze całkowitym nowoczesnego szybkiego samolotu jest jednak niewielki i wynosi według Bocka 5 ÷ 10% oporu całkowitego. Do zwiększenia szybkości lotu konieczne jest więc przede wszystkim zmniejszenie oporu profilu, zarówno przez stosowanie profilów o małym oporze kształtu, jak i staranne wygładzenie powierzchni płata, szczególnie jego krawędzi natarcia i grzbietu, gdzie szybkości opływu są największe. W miejscach tych stosuje się obecnie z reguły nity o łbach wpuszczonych, gdyż nity o łbach wypukłych mogą powodować wzrost oporu płata dochodzący do 20%. Dalsze, bardzo znaczne, zmniejszenie oporu tarcia możnaby uzyskać przez utrzymanie laminarnego przepływu w warstwie granicznej na całej długości profilu: obecnie przepływ ten jest na znacznej części profilu burzliwy, co silnie zwiększa opór tarcia powierzchniowego.

Najprostszym sposobem zmniejszenia oporu płatowca jest oczywiście zmniejszenie jego powierzchni nośnej. Sposób ten był wydatnie stosowany, a wyrazem jego jest zwiększenie w czasie ostatnich lat obciążenia powierzchni nośnej z kilkudziesięciu do stu kilkudziesięciu kg/m². Zachodzi pytanie, czy dalsze powiększanie obciążenia powierzchni nośnej jest celowe z punktu widzenia zmniejszenia oporów, a co za tym idzie, zwiększenia szybkości lotu. Szczegółową analizę tego zagadnienia przeprowadził Göthert. Dla nowoczesnego szybkiego samolotu otrzymał on przedstawioną na rys. 1 zależność szybkości maksymalnej V_{max} od obciążenia powierzchni nośnej G/S na wysokości 4000 m, przy tym samym wydłużeniu płata $\lambda = 8$. Krzywa pełna uwzględnia zmniejszenie ciężaru całkowitego wskutek zmniejszenia powierzchni nośnej, krzywa przerywana odpowiada niezmiennemu ciężarowi całkowitemu. Obie krzywe różnią się bardzo mało, gdyż małe zmiany ciężaru całkowitego prawie nie wpływają na szybkość maksymalną. W danym wypadku najkorzystniejsze obciążenie powierzchni nośnej wynosi 380 kg/m² i odpowiada szybkości 480 km/godz., podczas, gdy obciążeniu wyjściowemu 140 kg/m² odpowiada szybkość 450 km/godz. Widzimy, że powiększeniu obciążenia powierzchni nośnej aż o 170% odpowiada wzrost szybkości zaledwie o 7%. Płaskie maksimum krzywych wskazuje nadto, że nawet dość znaczne odchylenia od najkorzystniejszego obciążenia powierzchni nośnej są praktycznie bez znaczenia. Opór wzbudzony płata wzrasta ze zmniejszeniem powierzchni nośnej, opór profilu natomiast maleje. Najkorzystniejsze obciążenie powierzchni nośnej zachodzi wtedy, gdy opór wzbudzony jest równy oporowi profilu. Najkorzystniejsze obciążenie powierzchni



Rys. 1. Wykres szybkości maksymalnej przy różnych obciążeniach powierzchni nośnej na wysokości 4000 m. (Wydłużenie płata $\lambda = 8$) — wg Götherta.

nośnej $(G/S)_{opt}$ dla założonej szybkości lotu V_{opt} wyraża się wzorem:

$$(G/S)_{opt} = \frac{\rho}{2} \cdot V_{opt}^2 \sqrt{\pi \cdot C_{xp} \cdot \lambda}$$

gdzie oznaczają:

G — ciężar całkowity w locie

S — powierzchnia nośna

ρ — gęstość powietrza

C_{xp} — współczynnik oporu profilu

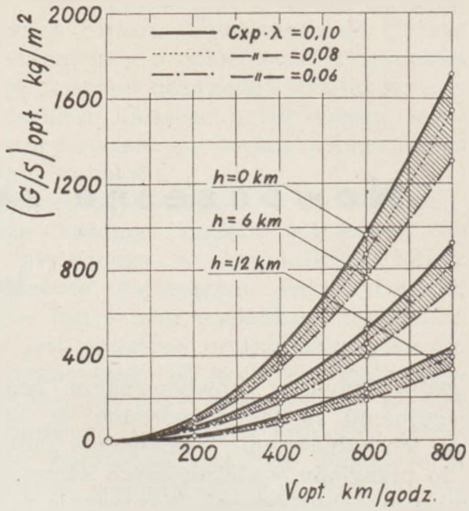
λ — wydłużenie płata.

Wykres tej zależności podany jest na rys. 2. Z wykresu widać, że najkorzystniejsze obciążenia powierzchni silnie rosną ze wzrostem szybkości lotu V_{opt}, gdyż udział oporu wzbudzonego w oporze całkowitym staje się coraz mniejszy.

Ze wzrostem wysokości lotu natomiast najkorzystniejsze obciążenia powierzchni maleją, gdyż wskutek mniejszej gęstości powietrza lot musi się odbywać na większych kątach natarcia, co powoduje wzrost oporu indukowanego. Dla samolotu średniej doskonałości aerodynamicznej, z wartością $C_{xp} = 0{,}08$, najkorzystniejsze obciążenie powierzchni nośnej przy szybkości 600 km/godz. wynosi przy ziemi 840 kg/m², na 6 km — 450 kg/m², a na wysokości 12 km — 220 kg/m². Obciążenia te są bardzo wysokie, szczególnie na mniejszych wysokościach, można je jednak b. znacznie zmniejszyć bez wielkiej straty na szybkości wobec płaskiego maksimum krzywych (rys. 1) i to tym więcej, jak wykazał Göthert, im obciążenie mocy G/N (G — ciężar całkowity, N — łączna moc silników) jest mniejsze.

Przy szybkości 600 km/godz. i obciążeniu mocy 2 kg/KM można np. przy stracie 2% szybkości lotu obniżyć obciążenie powierzchni aż do 51% wartości najkorzystniejszej, co odpowiadałoby obciążeniu 230 kg/m² na wysokości 6 km, przewidywanej obecnie dla komunikacji substratosferycznej.

Jak widać z powyższego, zwiększenie szybkości lotu drogą dalszego powiększania obciążenia powierzchni nośnej nie jest celowe, a dla komunikacji substratosferycznej nawet niezbyt potrzebne, gdyż obecne obciążenia powierzchni są dostatecznie bliskie wartości najkorzystniejszej. Trzeba nadto wziąć pod uwagę, że zmniejszenie płata zmniejsza przestrzeń rozporządzalną dla umieszczenia paliwa lub innego ładunku, co może spowodować konieczność powiększenia kadłuba, a za

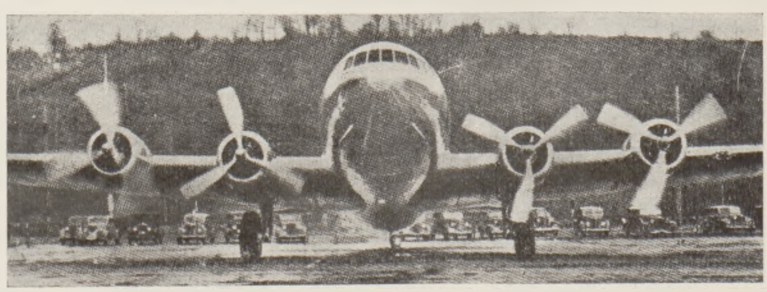


Rys. 2. Najkorzystniejsze obciążenie powierzchni nośnej $(G/S)_{opt}$ dla założonej szybkości lotu V_{opt} — według Götherta.

tym i wzrost oporów szkodliwych płatowca, przekreślający zysk na oporze płata.

Dalsze powiększanie obciążenia powierzchni nie jest również wskazane ze względu na związane z tym pogorszenie szybkości wznoszenia, obniżenie pułapu, a przede wszystkim wzrost szybkości i długości startu i lądowania.

Najgorzej przedstawia się sprawa startu, gdyż stosowanie różnego rodzaju klap (zwykłe i szczelinowe zmieniające krzywiznę profilu płata, Zap, „krokodyl", Fowler), czasami, choć jeszcze rzadko, w połączeniu ze skrzelami (slotami), pozwoliło utrzymać szybkość lądowania nawet przy wysokich obciążeniach powierzchni nośnej w granicach dopuszczalnych. Wielki wzrost oporu towarzyszący pełnemu wychyleniu klap pozwolił jednocześnie na znaczne powiększenie stromości toru w locie ślizgowym, co wydatnie skróciło długości „podchodzenia" do lądowania i samo lądowanie. Pod tym względem klapy spełniają swoje zadanie bardzo dobrze, a nawet zbyt dobrze, bo obecne podwozia nie są w pełni dostosowane do amortyzacji dużych szybkości opadania występujących w stromym locie ślizgowym z klapami wychylonymi, co wymaga manewru „wyrównania" samolotu tuż nad ziemią. Gorzej znacznie przedstawia się sprawa, gdy po wychyleniu klap do lądowania pilot zmuszony jest na skutek nieprzewidzianej przeszkody kontynuować lot. Zdarza się to czasami w pobliżu ziemi i stawia pilota w bardzo trudnej sytuacji, gdyż nie może on wciągnąć klap przed



Fot. Interavia, nr 610.

Rys. 3 a. Samolot Boeing 307 „Stratoliner".



Fot. The New York Times Photo

Rys. 3 b. Samolot Boeing 307 „Stratoliner".

że chłodzenie tulej i głowic cylindrów odbywa się z małym nakładem energii. Niezależnie od tego reguluje się jeszcze bardzo często wielkość otworu wylotowego (powietrza) osłony silnika, zwiększając ją przy małych szybkościach lotu (start, wznoszenie) a zmniejszając przy dużych szybkościach (lot poziomy), co pozwala na zapobieganie nadmiernym oporom chłodzenia przy dużych szybkościach lotu. Dzięki temu opory chłodzenia silników nie są obecnie duże i trudno jest spodziewać się w tej dziedzinie rewelacyjnych ulepszeń. Pewne możliwości daje tu stosowanie silników chłodzonych cieczą, pozwalające przy dużych szybkościach lotu na odzyskanie części energii straconej na chłodzenie przez odpowiednie ukształtowanie osłony chłodnicy; wątpliwe jednak, czy linie lotnicze zdecydują się na wprowadzenie silników chłodzonych cieczą, cięższych i trudniejszych w obsłudze od stosowanych obecnie silników gwiazdowych chłodzonych powietrzem.

osiągnięciem szybkości dostatecznej do wyrównania straty siły nośnej występującej przy wciąganiu klap, a przyśpieszanie samolotu postępuje bardzo powoli z powodu zmniejszenia nadmiaru mocy, wywołanego wielkim oporem wychylonych klap. Zaradzić temu można albo przez zwiększenie nadmiaru mocy (czyli zmniejszenie obciążenia mocy), co pozwoli również na skrócenie startu, albo przez stosowanie innych urządzeń zwiększających nośność, pozwalających na uzyskanie wysokich wartości siły nośnej bez nadmiernego wzrostu oporu. Urządzenia takie pozwoliłyby jednocześnie na znaczne poprawienie zwrotności i zmniejszyłyby wrażliwość na oblodzenie samolotów o dużym obciążeniu powierzchni nośnej.

Pewną poprawę wznoszenia i startu można również uzyskać przez stosowanie większych wydłużeń płata, niż obecnie, jednak zbyt daleko z tym iść nie można ze względu na wzrost ciężaru konstrukcji. Konieczne jest zatem zmniejszenie obciążenia mocy, które jest za wysokie w stosunku do stosowanych powszechnie wysokich obciążeń powierzchni nośnej. Jest to konieczne również ze względu na wznoszenie i pułap samolotu z jednym silnikiem nieczynnym (lub dwoma, o ile ilość silników jest większa od trzech), które dla niektórych samolotów komunikacyjnych są nie wystarczające. Trzeba tu stwierdzić, że wprowadzenie śmigieł nastawnych w położeniu „chorągiewki" znacznie poprawiło osiągi „z silnikiem(ami) nieczynnym(i)" i przyczyniło się wydatnie do zwiększenia bezpieczeństwa lotu.

Jeżeli chodzi o opory chłodzenia silników, to dalsze wydatniejsze ich zmniejszenie wydaje się wątpliwe. Stosowane prawie wyłącznie w komunikacji lotniczej silniki chłodzone powietrzem zamknięte są w osłonach, tak, że silnik nie wywołuje obecnie zaburzeń w opływie zewnętrznym powietrza. Wewnątrz zaś osłony powietrze prowadzone jest starannie za pomocą odpowiednich przesłon (deflektorów) tak,

Wątpliwe wydaje się również znaczniejsze obniżenie oporów szkodliwych płatowca, sprowadzających się obecnie prawie wyłącznie do oporów usterzeń ogonowych i oporów kadłuba. Wobec dobrego aerodynamicznie kształtu obecnych kadłubów, opór ich składa się głównie z oporu tarcia powierzchniowego i można jeszcze spodziewać się pewnych zysków na oporze przez dalsze zwiększanie gładkości powierzchni.

Reasumując, należy stwierdzić, że nie można się spodziewać dalszego wzrostu szybkości samolotów komunikacyjnych ani na drodze powiększenia mocy silników, co byłoby zupełnie fałszywe z punktu widzenia ekonomii eksploatacji, ani na drodze znaczniejszego obniżenia oporów płatowca. Szybkości maksymalne obecnych samolotów komunikacyjnych ustaliły się w okolicach 400 km/godz. i dalsze ich zwiększenie potrzebne jest tylko dla samolotów przeznaczonych do komunikacji długodystansowej, zwłaszcza transoceanicznej. Da się to osiągnąć przez wprowadzenie komunikacji substratosferycznej i rozwiązanie takie należy uważać za tym bardziej racjonalne, że nie wymaga ono znaczniejszego powiększenia obciążenia powierzchni nośnej. Nie trzeba jednak zapominać, że samoloty substratosferyczne wprowadzą cały szereg komplikacji konstrukcyjnych zarówno w budowie płatowców (kabiny szczelne z doładowaniem ciśnienia wewnętrznego), jak i w budowie silników (sprężarki wielostopniowe, turbosprężarki). Trudności te muszą być opanowane całkowicie i bez reszty, gdyż nawet niewielkie niedokładności działania mogą w tych warunkach wywołać skutki katastrofalne.

Silne zaabsorbowanie konstruktorów sprawą polepszenia osiągów sprawiało czasami, że na własności lotu samolotów zwracano mniejszą uwagę, niżby należało. Na szczęście, okres ten mamy już poza sobą,

a miarą wagi przywiązywanej obecnie do zapewnienia samolotowi należytych własności lotu może być przykład samolotu Douglas DC-4, dla którego własności lotu określone były przy projektowaniu liczbowo, w sposób bardzo szczegółowy i kompletny. Nie przesądzając sprawy, czy takie dokładne określenie własności lotu jest zawsze możliwe i uzasadnione posiadanymi obecnie materiałami doświadczalnymi, można jednak podać ogólne wymagania, którym powinny odpowiadać własności lotu nowoczesnych samolotów komunikacyjnych.

Samolot stateczny jest zawsze pożądany, a kolejność ważności dla pilotażu jest prawdopodobnie następująca: stateczność podłużna, stateczna poprzeczna, stateczność kierunkowa, choć dwie ostatnie należałoby raczej postawić w jednym rzędzie. Stateczność podłużna powinna istnieć nie tylko na średnich i małych kątach natarcia, ale, co specjalnie jest ważne, również na dużych kątach natarcia ze względu na możność bezpiecznego lądowania, szczególnie w warunkach złej widoczności. Brak stateczności podłużnej na dużych kątach natarcia występował niejednokrotnie w nowoczesnych szybkich dolnopłatach. Zbyt duża stateczność kierunkowa nie jest pożądana, gdyż utrudnia prowadzenie samolotu w burzliwej pogodzie i uniemożliwia wykonanie ślizgów.

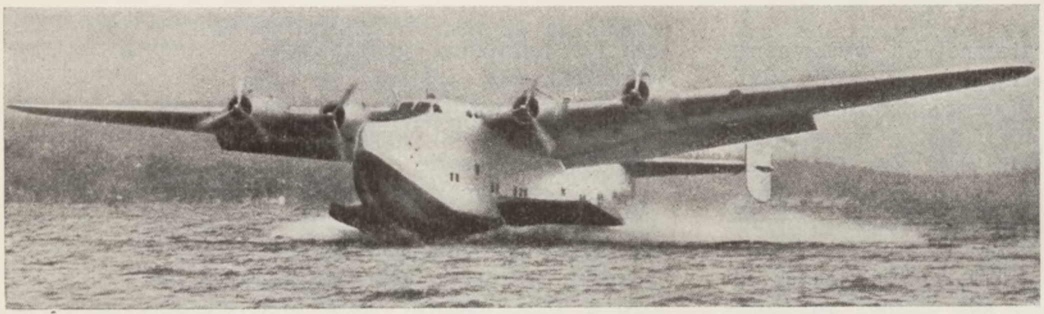
Sterowność samolotu zależy od skuteczności sterów, jak i od sił na sterownicach. Skuteczność sterów powinna być zachowana na wszystkich użytkowych kątach natarcia, a w szczególności skuteczność steru wysokości powinna umożliwić lądowanie na trzy punkty z klapami całkowicie wysuniętymi, co nie zawsze jest możliwe.

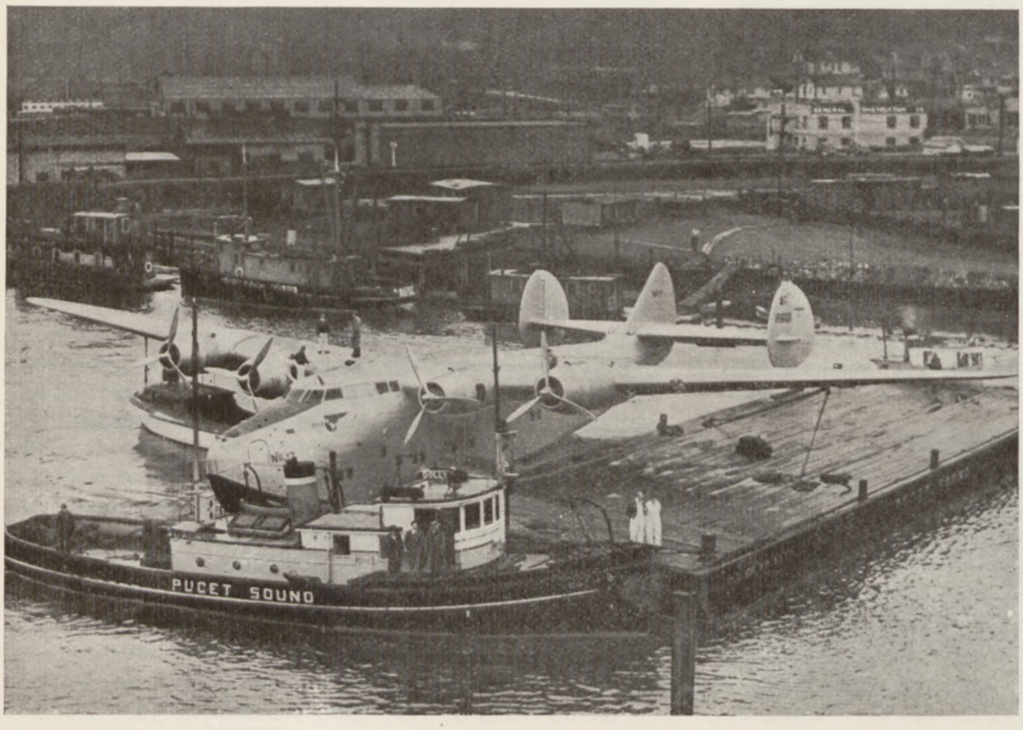
Bardzo aktualnym zagadnieniem jest wielkość sił na sterownicach, których opanowanie w dużym i szybkim samolocie jest trudne. Stosowane w celu zmniejszenia tych sił odciążenie aerodynamiczne zwiększa tendencję do drgań sterów, a nadto może, w razie „przekompensowania", powodować utratę sterowności przy dużych wychyleniach, szczególnie w wypadku oblodzenia krawędzi natarcia steru. Obawa przed „przekompensowaniem" steru nie pozwala więc na dostateczne odciążenie aerodynamiczne, wskutek czego siły na sterownicach są bardzo często zbyt duże, co zmniejsza bezpieczeństwo lotu w burzliwej atmosferze z powodu wyczerpania fizycznego pilota. Aby umożliwić większe odciążenie aerodynamiczne sterów, wysuwane są obecnie propozycje stosowania samohamownych napędów sterów, co usunęłoby obawę drgań i „przekompensowania". Bierze się nadto pod uwagę zastosowanie serwo-motorów do napędu sterów, jednak droga ta nie jest pociągająca, gdyż pozbawia lotnika koniecznego „czucia" w prowadzeniu samolotu.

Szczególnie groźnym wypadkiem jest przerwanie pracy jednego ze skrajnych silników przy starcie, ze względu na wielkie siły występujące wtedy zazwyczaj na sterownicy kierunku. Opanowanie tych sił jest b. trudne dla pilota, którego uwaga jest wówczas skierowana na cały szereg czynności, jak utrzymanie należytej szybkości, chowanie podwozia itp.

Aby zapobiec niebezpieczeństwu, zastosowano ostatnio takie sprzęgnięcie pilota automatycznego ze sterem kierunku, aby żyroskop sterowania kierunku reagował bardzo energicznie w razie zboczenia z kierunku po starcie, mimo, że pilot automatyczny nie jest wówczas włączony.

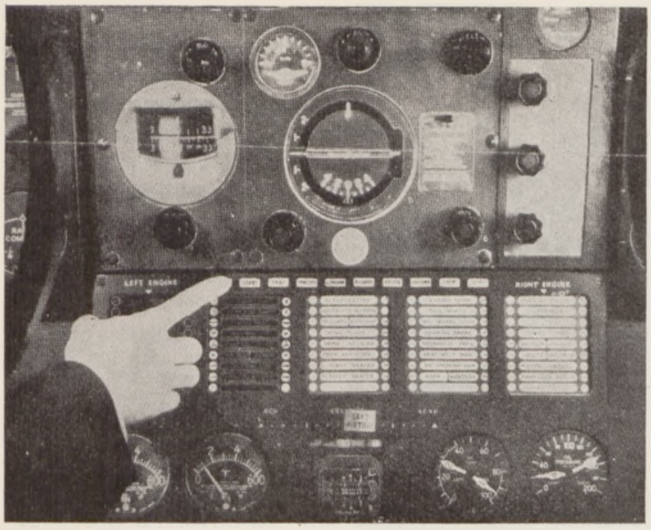
Zwrotność samolotów komunikacyjnych jest z natury rzeczy niewielka. Ostatnio jednak zaczynają się pojawiać wysunięte przez użytkowników żądania zwiększenia tej zwrotności ze względu na możliwości zderzenia w





Fot. Aviation, March, 1939 (góra)

Rys. 4. Wodnosamolot Boeing 314.



Fot. Interavia, nr 620.

Rys. 5 Tablica kontrolna „tell-tale" samolotu CW-20.

powietrzu z samolotami turystycznymi, prowadzonymi przez pilotów mało doświadczonych, co szczególnie zagraża w bezpośrednim sąsiedztwie lotnisk.

Bardzo ważna jest dobra sterowność samolotu na dużych kątach natarcia, określająca najmniejszą szybkość pozwalającą na bezpieczne manewrowanie samolotem. Szybkość ta jest specjalnie ważna, gdyż od niej zależy szybkość podchodzenia do lądowania, która powinna być możliwie mała, aby zostawić pilotowi czas do powzięcia decyzji i wykonania potrzebnego manewru w razie dostrzeżenia nagłej przeszkody w lądowaniu. Obecnie już czas ten w warunkach ograniczonej widoczności może spaść do kilku sekund, przy szybkości podchodzenia do lądowania rzędu 200 km/godz, co należy uważać za nie wystarczające, biorąc pod uwagę małą zwrotność wielkich samolotów komunikacyjnych.

Wszystkie usterki własności lotu występują zresztą tym silniej, im mniejszy jest nadmiar mocy. Należy więc dążyć do obniżenia obciążenia mocy, przez stosowanie silników o dużej mocy do startu, wznoszenia i lotu z jednym silnikiem nieczynnym, a moce przelotowe stanowiłyby jeszcze mniejszy procent mocy maksymalnej, niż to się dzieje obecnie. Takie rozwiązanie podwyższyłoby wprawdzie nieco koszt nabycia samolotu, redukując też nieznacznie ciężar użyteczny (płatny), nie zmieniłoby jednak bieżących kosztów eksploatacji, a zwiększyłoby znacznie bezpieczeństwo lotu.

Konstrukcja płatowca.

Wytrzymałość nowoczesnych samolotów komunikacyjnych można uważać za wystarczającą, choć zdarzały się sporadyczne wypadki spowodowane występowaniem drgań sprężystych powstałych wskutek niedostatecznej sztywności płatowca. Stosowana obecnie niemal wyłącznie konstrukcja skorupowa jest pod tym względem bardzo korzystna i będzie z pewnością utrzymana i rozwijana dalej, zwłaszcza, że nadaje się ona najlepiej do budowy szczelnych kadłubów samolotów substratosferycznych. Przekrój tych kadłubów powinien być kołowy, aby uniknąć niepotrzebnego wzrostu ciężaru konstrukcji, przenoszącej, oprócz zwykłych naprężeń w locie, jeszcze naprężenia wynikające z różnicy ciśnień wewnątrz i na zewnątrz kadłuba.

Prawie wszystkie samoloty komunikacyjne są konstrukcji całkowicie metalowej (dural i alklad). Wyjątkowo zdarzają się konstrukcje drewniane (Albatros), lub mieszane stal-drewno (Savoia-Marchetti). Kabiny są starannie izolowane akustycznie, posiadają oświetlenie, ogrzewanie i wentylację oraz wygodne fotele, zamienione w niektórych wielkich samolotach przeznaczonych do lotów nocnych na miejsca sypialne.

Jeśli chodzi o układ konstrukcyjny, to wszystkie prawie nowoczesne samoloty komunikacyjne są dolnopłatami lub średniopłatami wolnonośnymi z podwoziem chowanym. Ostatnio zaczynają się jednak pojawiać górnopłaty (De Havilland „Flamingo", Armstrong-Whitworth „Ensign", Douglas DC-5), zapewniające lepszą stateczność i umożliwiające pasażerom obserwację ziemi, choć ten ostatni wzgląd traci coraz bardziej na znaczeniu wobec szerokiego stosowania lotów nocnych i lotów na dużych wysokościach.

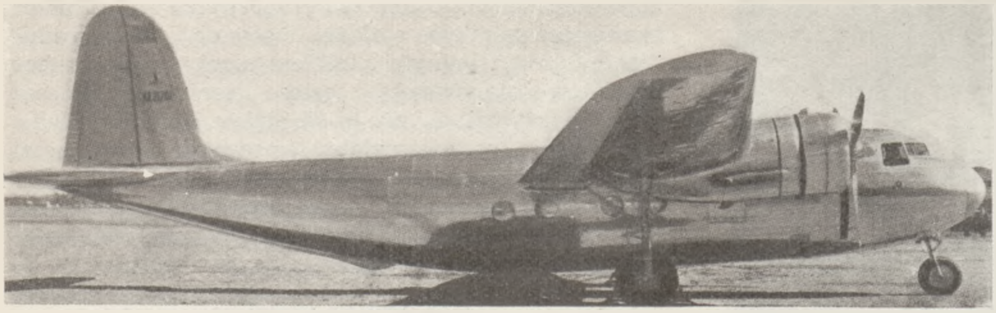
Ze względu na bezpieczeństwo lotu, samoloty komunikacyjne są dziś bez wyjątku samolotami wielosilnikowymi, przeważnie dwu- i czterosilnikowymi. Przeważające dawniej samoloty trójsilnikowe spotykane są coraz rzadziej, a samoloty jednosilnikowe zniknęły zupełnie, co w znacznym stopniu spowodowane zostało względami bezpieczeństwa lotu.

Samolot jednosilnikowy musi w razie przerwania



Fot. The Aeroplane, July 13, 1938.

Rys. 6. Samolot Douglas DC-4.



Fot. Trade Winds, nr 11.

Rys. 7. Samolot Douglas DC-5.

pracy silnika natychmiast lądować przymusowo, samolot wielosilnikowy może kontynuować lot w razie przerwania pracy jednego lub nawet więcej silników, jeżeli moc pozostałych silników wystarcza do utrzymania się w powietrzu. Stosunek prawdopodobieństwa lądowania przymusowego samolotów wielosilnikowych do prawdopodobieństwa lądowania samolotu jednosilnikowego może być uważany za miarę względnej pewności samolotów wielosilnikowych w stosunku do samolotu jednosilnikowego, o ile chodzi o lądowania przymusowe spowodowane zaburzeniami pracy silnika. Obliczenia tego rodzaju przeprowadził Stüper; wyniki ich podane są w tabl. I, przy założeniu, że jedno zaburzenie pracy silnika występuje w samolocie jednosilnikowym na 1000 lotów.

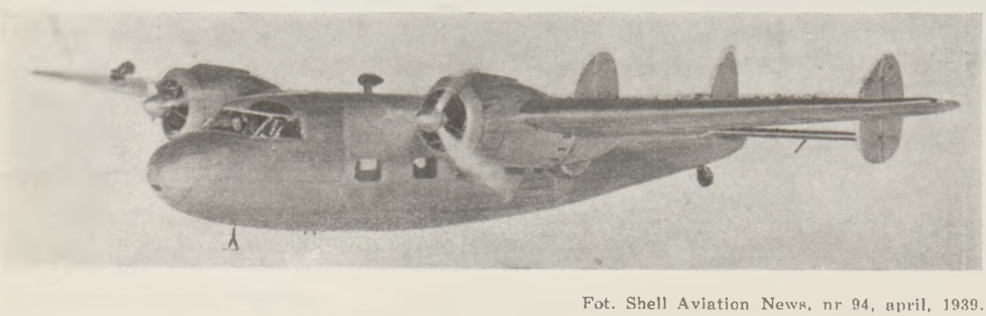
Tablica I.

Względna pewność samolotów wielosilnikowych na lądowania przymusowe wywołane zaburzeniami pracy silnika — według Stüpera.

Całkowita liczba silników .	1	2	3	4
Liczba silników, które mogą przestać pracować bez utraty zdolności do lotu . . .	0	1	1	2
Względna pewnośc na lądowania przymusowe w porównaniu z samolotem jednosilnikowym	1	320	130	15000

Jak widać, samolot dwusilnikowy zachowujący zdolność do lotu z jednym silnikiem pracującym jest znacznie pewniejszy, niż trójsilnikowy mogący kontynuować lot na dwóch silnikach, gdyż dla tego ostatniego prawdopodobieństwo „nawalenia" jednego silnika jest większe. Szczególnie korzystnie przedstawia się samolot czterosilnikowy zachowujący zdolność do lotu z dwoma silnikami pracującymi, którego pewność względna w stosunku do samolotu jednosilnikowego wynosi aż 15000. Jest to jednym z powodów coraz powszechniejszego stosowania samolotów czterosilnikowych w komunikacji długodystansowej; amerykańskie przepisy, np. wymagają, aby samoloty transoceaniczne posiadały nie mniej, niż cztery silniki.

Niezależnie od względów bezpieczeństwa lotu, konieczne jest stosowanie większej liczby silników ze względu na rosnące wciąż wymiary samolotów komunikacyjnych. Wzrost ten wywołany jest zarówno zwiększeniem liczby pasażerów, jak i dążeniem do zapewnienia im większego komfortu w czasie podróży, co pociąga za sobą zwiększenie objętości kabiny przypadającej na jednego pasażera. Stawiane tu wymagania są bardzo różne i zależą w pierwszym rzędzie od długości lotu. Widoczny obecnie jest podział na samoloty b. wielkie, obsługujące linie transkontynentalne i transoceaniczne, oraz na samoloty mniejsze, przeważnie dwusilnikowe, przeznaczone do przewozu kilkunastu pasażerów na niezbyt długich liniach pomocniczych, dla których Amerykanie wprowadzili nazwę „feeder line", gdyż przeznaczeniem ich jest w znacznym stopniu „zasilanie" linij głównych. Wielkość obecną samolotów przeznaczonych do obsługi „feeder lines", których ciężar całkowity wynosi kilka ton, można uważać za zupełnie dostateczną i nie należy spodziewać się jej wzrostu. Wielkość samolotów komunikacji transoceanicznej i transkontynentalnej których ciężar całkowity już obecnie dochodzi do trzydziestu kilku ton, rośnie natomiast dalej i trudno dzisiaj przewidzieć, gdzie leży jej granica górna. Dawniej przepowiadano niejednokrotnie, że wzrost wielkości samolotów pociągnie za sobą nieproporcjonalny wzrost ciężaru własnego konstrukcji, co spowoduje straty na ciężarze ładunku i zasięgu samolotu rosnące ze wzrostem wielkości samolotu, tak, że poczynając od pewnej wielkości strata na ciężarze użytecznym byłaby już absurdalnie wielka i przekreślałaby zupełnie możność racjonalnej eksploatacji samolotu. Opierano się przy tym na t.zw. prawie kwadratów i sześcianów, które głosi, że przy proporcjonalnym wzroście wymiarów jakiegoś przedmiotu powierzchnia jego rośnie, jak kwadrat stosunku proporcjonalności, objętość natomiast, a więc i ciężar, rośnie jak sześcian tego stosunku. Wobec tego, że siła nośna samolotu zależy od powierzchni płata, uznano za pewnik, że ciężar samolotu będzie wzrastał szybciej, niż zdolność do unoszenia tego ciężaru, a więc, że samoloty wielkie będą mniej wydajne od małych. Bliższa analiza wykazała jednak, że do budowy samolotów nie można stosować prawa kwadratów i sześcianów, gdyż samoloty małe i bardzo wielkie różnią się w wielu podstawo-

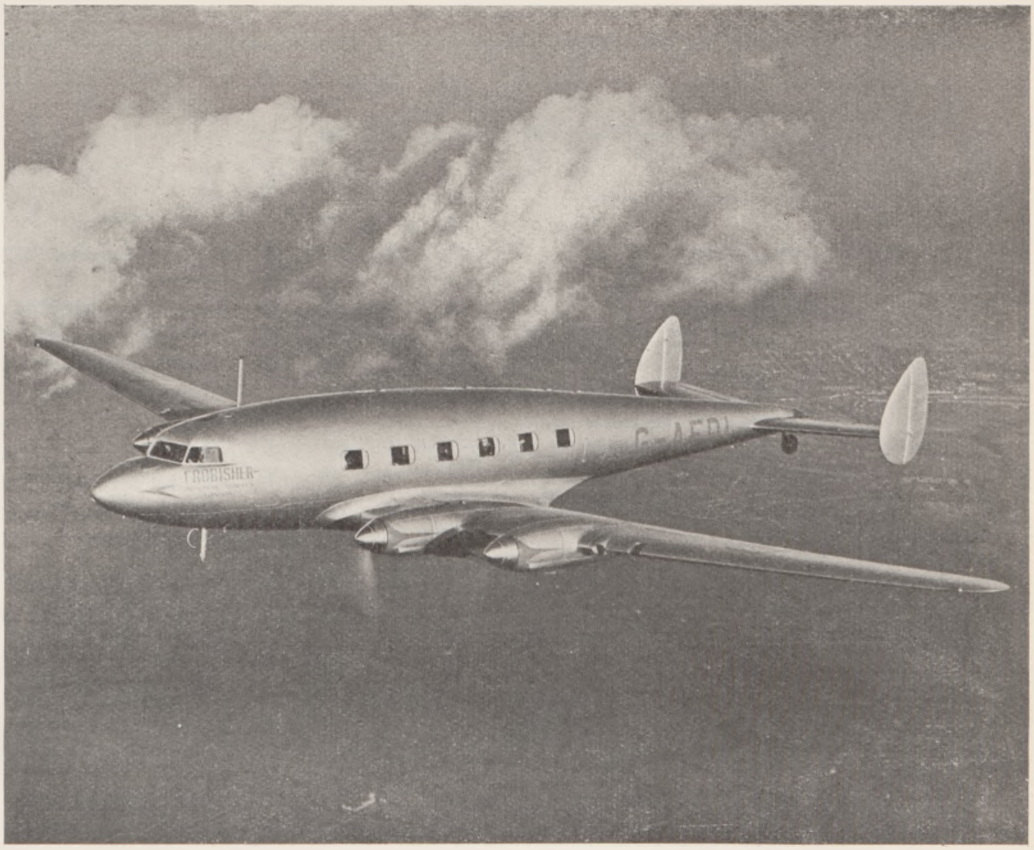


Fot. Shell Aviation News, nr 94, april, 1939.

Rys. 8. Samolot de Havilland „Flamingo".

wych założeniach i proporcjach konstrukcyjnych tak, że samolot bardzo wielki nie może być proporcjonalnym powiększeniem dobrego małego samolotu. Rozumowanie i wnioski, oparte na podobnym założeniu, muszą więc być fałszywe.

Zdaniem wybitnych konstruktorów, obecny stan techniki lotniczej pozwala na budowę samolotów o ciężarze całkowitym paruset ton, przy czym przeważa opinia, że samoloty — olbrzymy powinny być samolotami wodnymi. Do jakiego stopnia sprawa ta jest aktualna, dowodzi choćby okólnik Pan-American Airways, rozesłany w r. 1938 do ośmiu przodujących wytwórni amerykańskich i wzywający do złożenia ofert na budowę samolotów zdolnych do przewozu 100 pasażerów na odległość 8000 km, z szybkością maksymalną 480 km/godz. i szybkością podróżną przy ziemi nie mniejszą od 320 km/godz. Wiadomo, że oferty takie zostały złożone istotnie przez wytwórnie Boeing, Consolidated, Douglas, Seversky i Sikorsky, przy czym jedynie projekt Douglasa był samolotem lądowym. Realizacja 100-tonnowych samolotów-olbrzymów wydaje się więc kwestią najbliższych lat.



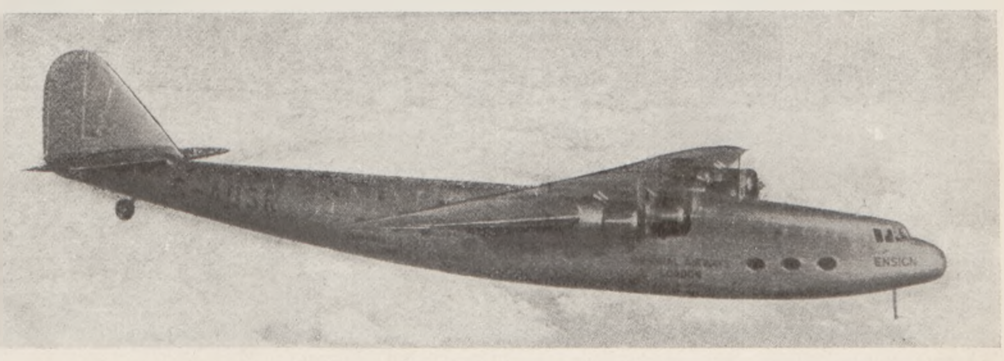
Zdjęcie uprzejmie dostarczone przez firmę De Havilland.

Rys. 9. Samolot de Havilland „Albatross".

Wprowadzone przez Weicka w r. 1935 podwozie trójkołowe zaczyna zdobywać sobie prawo obywatelstwa na samolotach komunikacyjnych (Douglas DC-4 i DC-5) i można przewidywać powszechne jego stosowanie w przyszłości, ze względu na zalety specjalnie cenne dla komunikacji lotniczej. Podwozie takie ułatwia znacznie lądowanie, zwłaszcza lądowanie na ślepo, nie wymaga bowiem „wyrównania" samolotu tuż nad ziemią; pozwala ono na energiczne hamowanie, bez obawy kapotażu; ułatwia start dzięki temu, że kąt natarcia od początku jest mały, a więc daje możność uzyskania większego przyspieszenia na początku rozbiegu; zapewnia stateczność kierunkową samolotu na ziemi, co znacznie ułatwia rozbieg przy starcie i dobieg przy lądowaniu, zmniejszając jednocześnie możliwość wypadków wywoływanych brakiem stateczności kierunkowej na ziemi samolotu z podwoziem dotychczasowym. Koło przednie podwozia trójkołowego powinno być sterowane przez pilota, aby zachować sterowność na ziemi w wypadku złego działania hamulców. Wadą podwozia trójkołowego jest jego większy ciężar w stosunku do podwozia normalnego, gdyż koło przednie przenosi znacznie większe siły przy lądowaniu, niż koło ogonowe lub płoza w podwoziu zwykłym.

Na samolotach bardzo dużych daje się obecnie zauważyć tendencja do stosowania oddzielnych źródeł energii do napędu różnorodnych urządzeń i instalacyj płatowca (napęd podwozia i klap, oświetlenie itp.), niezależnych od silników samolotu.

Nowym stosunkowo problemem jest doładowanie szczelnych kabin samolotów substratosferycznych, wymagające zarówno odpowiedniej konstrukcji samej kabiny, jak i szeregu urządzeń dodatkowych (ogrze-



Fot. The Aeroplane, June 22, 1938.

Rys. 10. Samolot Armstrong - Whitworth „Ensign."

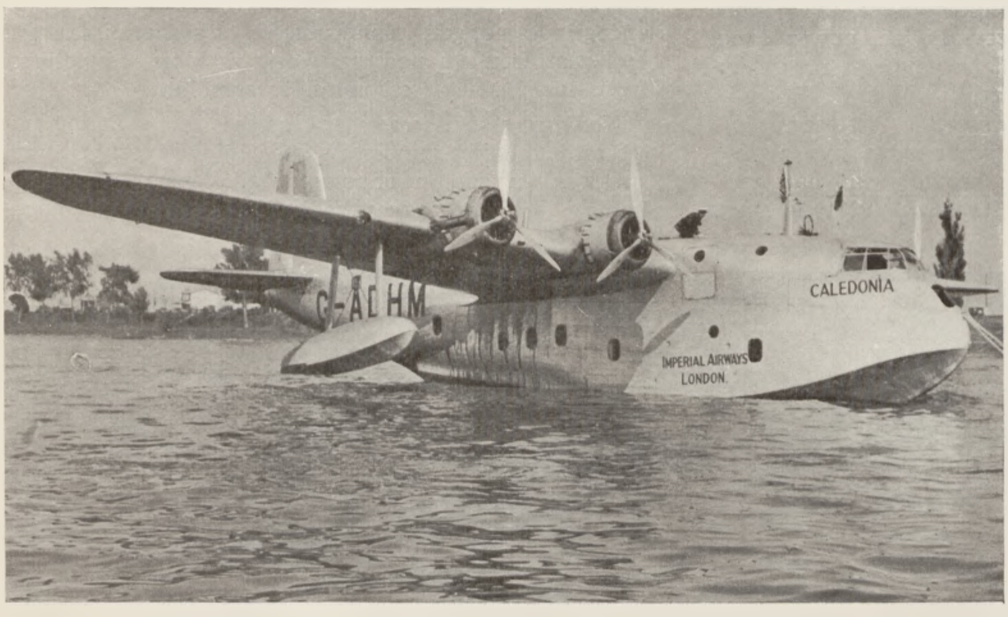
Tablica II. Charakterystyka nowszych

L. p.	Państwo	Nazwa samolotu	Typ	Silniki		
				Ilość	Nazwa typu	Łączna moc KM
1	U. S. A.	Boeing 307	Lądowy	4	Wright Cyclone GR-1820-G 102	3600
2	„	Boeing 314	Wodny	4	Wright Double Row Cyclone GR-2600-A2	4800
3	„	Curtiss-Wright C.W. 20	Lądowy	2	Wright Double Row Cyclone GR-2600	2700
4	„	Douglas DC-4	„	4	Pratt & Whitney Twin Hornet	4600
5	„	Douglas DC-5	„	2	Wright Cyclone G-102 A	1800
6	„	Lockheed 14-H	„	2	Pratt & Whitney Hornet SIEG	1500
7	Anglia	Armstrong-Whitworth Ensign	„	4	Armstrong-Whitworth Tiger IX	3270
8	„	De Havilland Flamingo	„	2	Bristol Perseus XII C	1650
9	„	De Havilland Albatross	„	4	De Havilland Gipsy Twelve	1700
10	„	Short Empire Boat	Wodny	4	Bristol Perseus XII C	3300
11	Francja	Dewoitine D. 342	Lądowy	3	Gnome-Rhône 14 N 17	2850
12	„	Potez 662	„	4	Gnome-Rhône 14 Mars	2600
13	Niemcy	Focke-Wulf Fw 200	„	4	B.M.W. 132 Dc	3400
14	„	Junkers Ju 90	„	4	Daimler-Benz DB 600	4000
15	„	Dornier Do. 26	Wodny	4	Junkers Jumo 205	3000
16	„	Blohm & Voss Ha 139 B	„	4	Junkers Jumo 205-C	3000
17	Włochy	Savoia-Marchetti SM. 83	Lądowy	3	Alfa Romeo 126 RC. 34	2250
18	„	Fiat G 18 V	„		Fiat A 80. RC. 41	2000
19	Polska	P.Z.L. Wicher	„	2	Wright Cyclone GR-1820-G 2	1700

wanie i filtrowanie powietrza, zawory bezpieczeństwa itp.), oraz specjalnych sprężarek powietrza. Stosowane są w tym celu albo turbosprężarki pędzone gazami wylotowymi silnika, albo sprężarki napędzane mechanicznie, przy czym zespołów takich musi być co najmniej dwa, każdy o wydatku 75 ÷ 80% wydatku całkowitego wymaganego dla danej kabiny. Potrzebny wydatek powietrza wynosi według danych amerykańskich ok. 0,3 m³/min, co wydaje się wartością dość niską.

Wszystkie samoloty komunikacyjne są obecnie wyposażone w przyrządy potrzebne do pilotażu bez widoczności zewnętrznej, oraz do utrzymania łączności radiowej z ziemią. Większość z nich posiada urządzenia lodo-ochronne, przy czym jak dotąd stosowane są mechaniczne (Goodrich), gdyż urządzenia cieplne nie wyszły jeszcze ze stanu prób, których dotychczasowe wyniki nie są zbyt zachęcające ze względu na wielkie zużycie energii.

Wszystkie nowoczesne samoloty komunikacyjne posiadają kabiny izolowane akustycznie.



Fot. Associated Press Photo.

Rys. 11. Samolot wodny Short Empire Boat.

Przegląd samolotów komunikacyjnych.

Po omówieniu ogólnych wymagań stawianych samolotowi komunikacyjnemu, przejdziemy do przeglądu samolotów doby obecnej, przy czym zastrzegamy się z góry, że będzie on niekompletny, gdyż chodzi nam raczej o ilustrację obecnego stanu technicznego w tej dziedzinie. Charakterystyki techniczne rozpatrywanych samolotów podaje tabl. II.

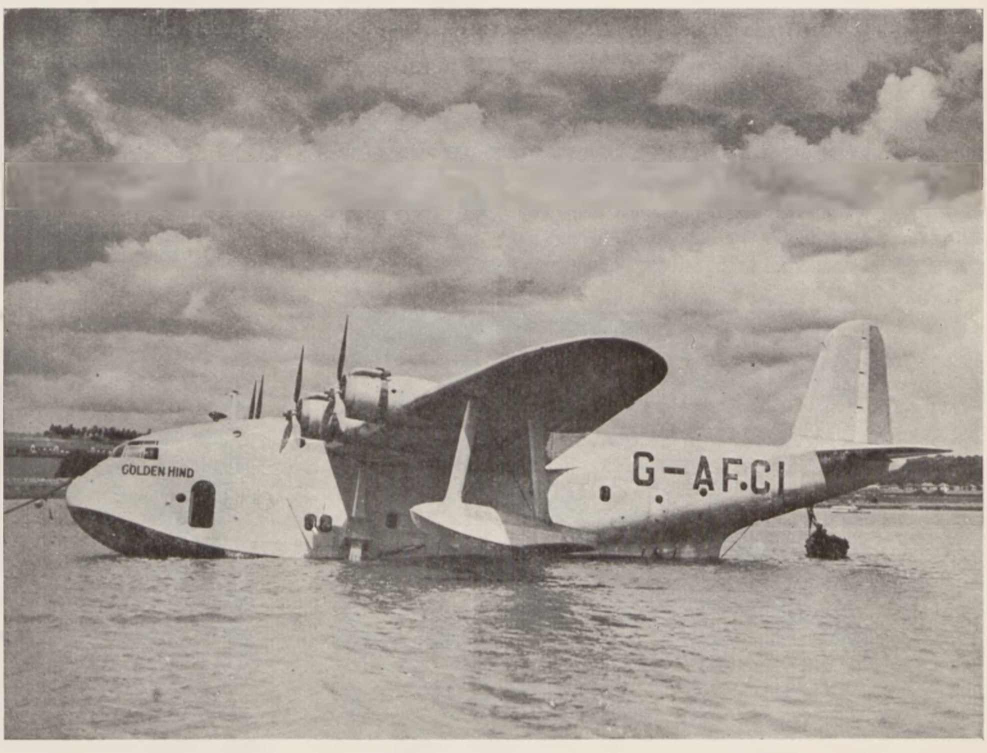
Omówimy nieco szczegółowiej niektóre z samolotów podanych w powyższej tabeli.

Samolot B o e i n g 307 (rys. 3 a i b), nazwany przez

samolotów komunikacyjnych.

Konstrukcja płatowca		Ciężary			Wymiary			Pow. nośna	Ilość pasażerów	Osiągi						
Układ	Materiał	Całkowity	Ładunku	Płacący	Rozpiętość	Długość	Wysokość			Szybk. max. na wysok.		Szybk. podróż. przy %, mocy		Szybk. lądowania	Zasięg	Pułap
		kg	kg	kg	m	m	m	m²		km/g	m	km/g	%	km/g	km	m
Dolnopłat	Dural	19050	—	3180÷÷4420	32.7	22,7	5,3	138	33	388	1830	325	60%	—	2570÷÷1690	7100
Górnopłat	„	37400	15400	4596	46,4	32,3	5,8	266	74	322	—	242	50%	110	4800	7300
Średniopłat	„	16330	5855	—	30,7	23,2	5,7	126	30	381	3660	322	—	106	3200	7000
Dolnopłat	„	29500	9548	—	41,6	29,7	7,5	200	42	386	2130	322	65%	110	3500	6900
Górnopłat	„	8300	2950	—	23,7	18,3	3,2	77	16	372	—	317	65%	103	1620	7500
Średniopłat	„	7930	2930	—	20	13,5	3,3	51,2	11	393	1680	333	60%	110	2900	7000
Górnopłat	„	22000	7300	4300	37,5	33,5	7	227	40	328	2130	272	66%	103	1360	6700
„	„	7710	2500	1056	21,4	15,8	4,6	60,4	12÷20	377	2130	338	66%	—	1620	5920
Dolnopłat	Drewno	13990	3750	1900	32	21,3	—	100	22	362	2660	338	—	—	1620	5450
Górnopłat	Dural	20800	—	2700	34,8	26,8	—	139	—	313	2130	—	—	—	2080÷÷4600	—
Dolnopłat	„	13060	4360	2400	29,4	19,7	4,8	98,2	24	370	1750	320	65%	—	—	8400
„	„	8480	2980	—	22,4	16,9	—	64	12	460	4000	—	—	—	1000	—
„	„	15500	5600	—	33	23,8	—	120	26	430	—	—	—	110	2300	6100
„	„	23500	—	4100	35	26	6,5	184	40	390	3350	320	—	110		7100
Górnopłat	„	20000	9800	—	30	24,5	6,8	120	poczta	335	—	310	—	110	9000	—
Dolnopłat	Dural + stal	17550	—	480	29,5	19,6	4,8	130	„	325	—	270	—	95	5200	—
„	Stal + drewno	10300	3500	1730÷÷1300	21,2	16,2	4,1	61	10	444	4000	380	60%	—	1500÷÷2000	8400
„	Dural	10800	3600	2040	25	18,81	5,01	88,27	18	400	4650	340	60%	110	1500	8700
„	„	9260	4160	—	23,7	18,5	4,8	75	14	375	2000	316	62,5	110	1800	6300

wytwórcę „Stratoliner", jest samolotem przeznaczonym do komunikacji substratosferycznej na wysokości ok. 6000 m. Posiada on szczelną kabinę, w której ciśnienie powietrza utrzymywane jest na poziomie wyższym, niż ciśnienie atmosferyczne na dużych wysokościach. W kabinie panuje więc nadciśnienie, co zdecydowało o tym, że jej przekrój poprzeczny jest kołowy, jako najkorzystniejszy pod względem wytrzymałościowym. Szyby kabiny pilotów umieszczone są w ścianach kadłuba w ten sposób, że nie ma żadnych uskoków lub nieciągłości i nic nie psuje kształtu kadłuba, jako bryły obrotowej. Doładowanie kabiny odbywa się przez dwa zespoły, z których każdy oddzielnie może w razie potrzeby wystarczyć do wykonania całej pracy. Powietrze jest zasysane na krawędzi natarcia każdego skrzydła, sprężane przez dwie sprężarki napędzane od silników samolotu, ogrzewane w specjalnych radiatorach i doprowadzane do kabiny. Odprowadzanie zużytego powietrza następuje przez komorę wylotową umieszczoną pod pokładem. Całe urządzenie działa automatycznie, przewidziana jest jednak możność regulacji ręcznej. Kabina obliczona jest na nadciśnienie wewnętrzne 0,43 kg/cm². W praktyce jednak utrzymywane będzie nadciśnienie 0,175 kg/cm², co pozwoli na



Fot. firmowa

Rys. 12. Łódź latająca Shorta klasy G.



Fot. L'Aeronautique, nr 235, décembre 1938.
Rys. 13. Samolot Potez 662.

wysokości 6000 m utrzymywać wewnątrz kabiny „pozorną wysokość" 3720 m, zaś na wysokości 4480 m ciśnienie wewnątrz kabiny odpowiadać będzie „pozornej wysokości" 2440 m. Automatyczna regulacja ciśnienia wewnętrznego pozwala nadto na szybkie schodzenie z dużej wysokości, co dotychczas nie było możliwe ze względu na pasażerów. Samolot może np. schodzić z szybkością opadania ok. 3 m/sek. podczas, gdy regulatory ciśnienia wewnętrznego będą utrzymywały „pozorną" szybkość opadania 1,5 m/sek. Specjalną uwagę poświęcono łatwej wymienności silników. Według twierdzenia wytwórcy, możliwa jest całkowita wymiana wszystkich czterech silników w ciągu dwóch godzin.

Pasażerowie rozmieszczeni są w czterech oddzielnych przedziałach po sześć miejsc siedzących, oraz na dziewięciu fotelach ustawionych wzdłuż lewej strony kabiny; razem daje to 33 miejsca w dzień. Na noc każdy z przedziałów zawiera cztery posłania, co daje 16 miejsc do spania, a wraz z dziewięcioma fotelami czyni 25 miejsc pasażerskich.

Zysk na szybkości, osiągany przez loty w substratosferze, najlepiej ilustruje fakt, że szybkość 388 km/godz. uzyskuje Boeing 307 na wysokości 1830 m przy mocy 3600 KM, a na wysokości 6100 m przy mocy 2500 KM.

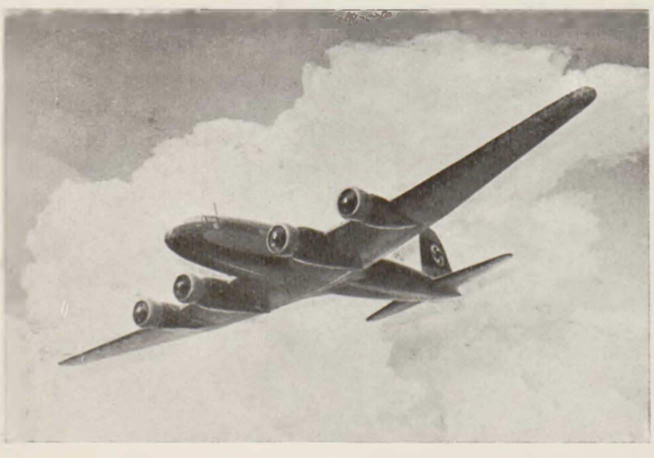
Pierwszy samolot Boeing 307 uległ niedawno katastrofie z niewiadomych przyczyn, nie związanych jednak, jak się zdaje, z działaniem regulacji ciśnienia wewnętrznego kabiny. Należy przy tym zauważyć, że nie wszystkie samoloty tego typu miały być wyposażone w instalację wysokościową.

Wodnosamolot Boeing 314 (rys. 4) jest największym samolotem komunikacyjnym doby obecnej. Przeznaczony do komunikacji transoceanicznej, samolot może zabrać 40 ÷ 50 pasażerów w lotach nad oceanem, a maksymalnie 74 pasażerów oraz ośmiu ludzi załogi. Samolot posiada dwa pokłady, z których górny zawiera pomieszczenia dla załogi, bagażu i poczty, dolny zaś przedziały pasażerów. Jest ich jedenaście: pięć kabin normalnych dla pasażerów, każda na dziesięć miejsc siedzących lub sześć miejsc do spania, przedział na 4 miejsca siedzące lub dwa do spania, kabina luksusowa na 6 miejsc siedzących lub dwa do spania, sala jadalna na 14 osób, kuchnia, ubieralnia dla pań i panów, trzy toalety. Do lotów dziennych dysponuje się więc 74 miejscami siedzącymi, do lotów nocnych — 34 miejscami do spania.

Zadaniem prowadzenia olbrzymiego samolotu zajmuje się załoga złożona z sześciu osób: dowódcy statku, dwóch pilotów, nawigatora, radiooperatora i mechanika silnikowego. Kabina załogi jest obszerna i pozwala na wygodną pracę, co jest bardzo ważne ze względu na długotrwałe loty. Przyrządy kontrolujące pracę silników obsługuje mechanik silnikowy. Pilot ma przed sobą tylko dwa podwójne obrotomierze i dwa podwójne manometry ładowania. Silniki są dostępne w locie, co pozwala na usuwanie defektów stwierdzonych w czasie lotu i znacznie zwiększa jego bezpieczeństwo.

Zamiast pływaków podskrzydłowych, zastosowano pływaki - stabilizatory poprzeczne, mimo ich większy ciężar i opór, gdyż zapewniają one lepsze wodowanie z dużą szybkością i lepsze utrzymywanie się na morzu niespokojnym, służąc jednocześnie jako platformy przy lądowaniu, oraz jako zbiorniki paliwa.

Specjalną uwagę zwrócono na utrzymanie sił na sterownicach w granicach dopuszczalnych, co wobec wielkich wymiarów samolotu było zagadnieniem bardzo poważnym. Zastosowano mianowicie patentowany system Boeinga używany na wszystkich wielkich samolotach tej firmy. Każda połowa steru wysokości posiada serwo-klapę (Flettner) sprzężoną bezpośrednio ze sterownicą; sam ster również jest sprzężony ze sterownicą, ale za pośrednictwem elementów sprężynowych. Mały ruch sterownicy zmienia położenie serwo-klap, wywierając jednocześnie

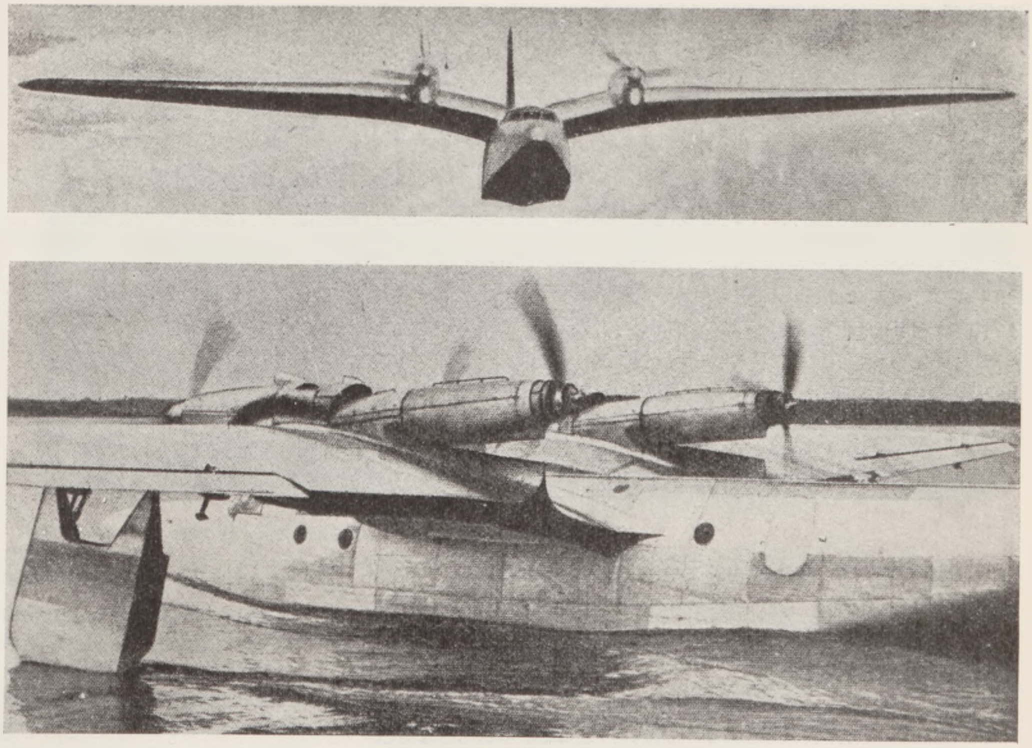


Fot. Keystone.
Rys. 14. Samolot Focke-Wulf Fw 200.



Fot. L'Aeronautique, nr 235, décembre 1938.
Rys. 15. Samolot Junkers Ju 90.

lekki nacisk na ster za pośrednictwem sprężyn. Przy dużych wychyleniach sterownicy serwoklapy są całkowicie wychylone, a sprężyny elementów pośrednich są tak napięte, że zachowują się jak elementy sztywne przenoszące bezpośrednio na ster dodatkowe naciski pochodzące od sterownicy. Ma to miejsce wyłącznie przy lądowaniach z małą szybkością. Regulując napięcie początkowe elementów sprężynowych i dobierając odpowiednio kąt wychylenia, oraz wielkość serwo-klap, można prawie dowolnie zmniejszyć siły na sterownicach, bez stosowania dodatkowego odciążenia aerodynamicznego. Niezależnie od tego, każda połowa steru wysokości zaopatrzona jest w klapę wyrównawczą regulującą równowagę podłużną.



Fot. The Aeroplane, 7 September, 1938.

Rys. 16. Wodnosamolot Dornier Do-26.

Stery kierunku posiadają urządzenie podobne, niezależnie od niewielkiego odciążenia aerodynamicznego. Lotki typu Frise, odciążone, posiadają klapy wyrównawcze i system sterowania nieodwracalny (segment zębaty i ślimak).

Boeing 314 posiadał początkowo pojedyńcze usterzenie kierunku, które zostało jednak po próbach zamienione na trzy stateczniki i dwa stery kierunku. Wpłynęły na to zarówno niekorzystne oddziaływanie kadłuba na usterzenie, jak i zbyt mała początkowo stateczność kierunkowa w stosunku do dobrej stateczności poprzecznej.

Samolot Curtiss - Wright CW - 20 przeznaczony jest, podobnie jak Boeing 307, do komunikacji substratosferycznej. Posiada szczelną kabinę na 30 osób; przewidywana jest wersja z 20 miejscami sypialnymi dla komunikacji nocnej. Według zdania wytwórni, samolot ten budowany był pod hasłem: „bezpieczeństwo i ekonomia". Ze względów ekonomii wybrano układ dwusilnikowy, co zmniejsza znacznie koszty nabycia nowego sprzętu, oraz obniża koszty bieżące eksploatacji. Bezpieczeństwo lotu starano się zwiększyć przede wszystkim przez ułatwienie pracy pilota oraz przez wprowadzenie szeregu nowości, wśród których wymienić należy:

Serwo-stery zmniejszające siły na sterownicach.

Specjalne włącznie automatycznego pilota, dodatkowo do jego obecnego normalnego działania, zapewniające sterowanie kierunku przy starcie i natychmiastową kompensację steru kierunku w wypadku konieczności lotu z jednym silnikiem zaraz po starcie.

Specjalna tablica kontrolna, nazwana przez wytwórnię „tell-tale", zwalniająca pilota z konieczności ciągłej obserwacji przyrządów pokładowych w pewnym stanie lotu, albo przy zmianie tego stanu.

Koło sterowe bez szprych, aby nie zasłaniać przyrządów.

Szczelna kabina ciśnieniowa, pozwalająca na odbywanie lotów w substratosferze, utrzymująca na wysokości 6100 m ciśnienie w kabinie na „pozornej wysokości" 1980 m, a na wysokości 3080 m — ciśnienie w kabinie równe ciśnieniu atmosferycznemu na poziomie morza.

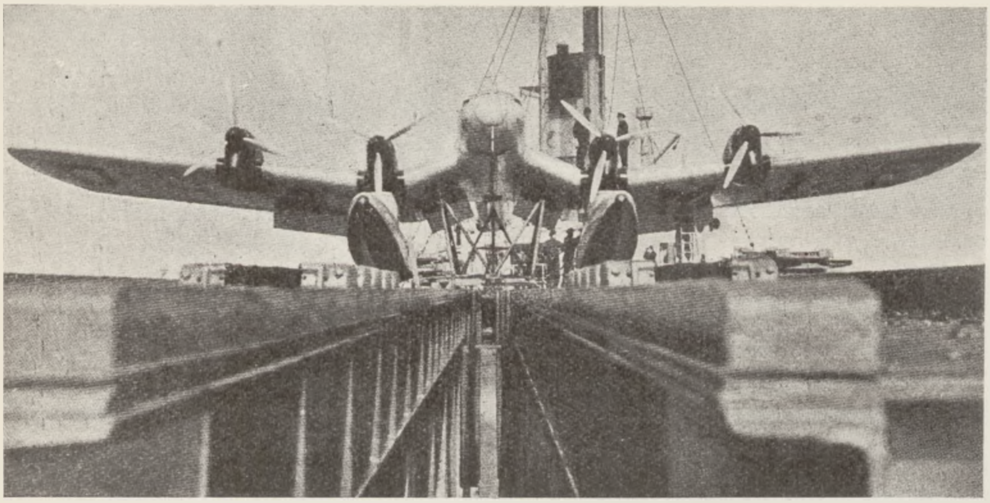
Zmniejszenie hałasu w kabinie do poziomu 60 decybeli.

Zapewnienie dobrej sterowości na dużych kątach natarcia przez staranny dobór profilów płata i ich skręcenie.

Wysoki pułap na jednym silniku, wynoszący 4200 m.

Na specjalną uwagę zasługuje w CW-20 tablica kontrolna „tell-tale" (rys. 5) grupująca 47 wskazań rozmaitych przyrządów i urządzeń, połączonych zespołami elektrycznie w ten sposób, że specjalne lampki sygnałowe ostrzegają natychmiast o niewłaściwym działaniu poszczególnych elementów każdego zespołu. Lampki sygnałowe są zgrupowane na specjalnej tablicy przed pilotem, oświetlając napisy odnoszące się do poszczególnych przyrządów lub instalacji.

U góry tablicy znajduje się 10 włączników przyciskowych noszących napisy: rozruch, kołowanie, start, wznoszenie, przelot, lądowanie, prawy silnik, lewy silnik itd. Po naciśnięciu np. włącznika „lądowanie" zapalają się wszystkie lampki sygnałowe odnoszące się do instalacji, które należy obsłużyć przy lądowaniu. Załoga wykonuje wówczas czynności wskazane na napisach oświetlonych przez lampki, które zaczynają kolejno gasnąć, tak, że po wykonaniu wszystkich czynności żadna lampka się nie pali i żaden napis nie jest oświetlony. Wskazania tablicy „tell-tale"



Fot. L'Aeronautique, nr 235, decembre 1938.

Rys. 17. Wodnosamolot Blohm & Voss Ha 139 B.

są bardzo szczegółowe; tak, np., przy „starcie" i „kołowaniu" specjalna lampka zwraca uwagę na zamknięcie drzwi kabiny.

O ile założenia konstruktorów się sprawdzą, a w szczególności nadmiar mocy będzie dostateczny, to samolot CW-20 będzie groźnym konkurentem samolotu Boeing 307, od którego będzie znacznie tańszy w eksploatacji.

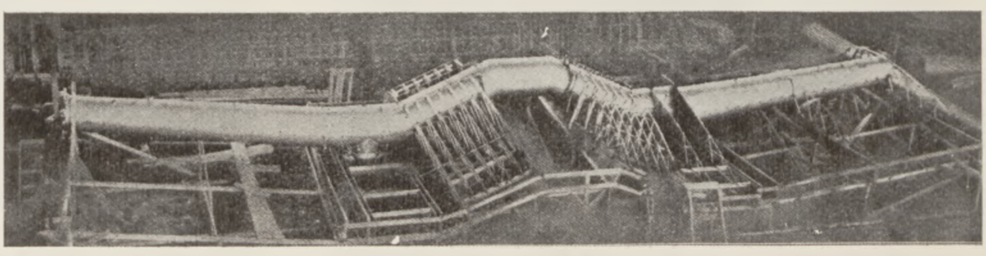
Samolot Douglas DC-4 (rys. 6) jest największym samolotem lądowym doby obecnej, przeznaczonym do przewozu 42 pasażerów w dzień, a 32 w nocy na miejscach sypialnych. Jest to pierwszy wielki samolot zaopatrzony w podwozie trójkołowe, którego zalety omówiliśmy wyżej. Kabina DC-4 może być w razie potrzeby uszczelniona i doładowana na „wysokość pozorną" 3660 m na wysokości rzeczywistej 6100 m. Aby zmniejszyć siły na sterownicach, zastosowano przekładnię hydrauliczną w układzie sterowania wszystkich sterów. Ten sam układ hydrauliczny służy również do blokowania sterów na ziemi przy postoju lub kołowaniu, co jest konieczne, aby zapobiec uszkodzeniu sterów od porywów wiatru; uszkodzenia takie zdarzały się niejednokrotnie i przedstawiają duże niebezpieczeństwo ze względu na trudność ich stwierdzenia bezpośrednio przed lotem. Samolot posiada pokładową instalację telefoniczną, oraz dwa niezależne agregaty wytwarzające prąd o napięciu 110 wolt potrzebny do oświetlenia, telefonów, radio, przyrządów, gotowania itp. Pułap praktyczny samolotu na dwóch silnikach wynosi 2400 m. Usterzenie kierunku — potrójne.

Samolot Douglas DC-5 (rys. 7) również posiada podwozie trójkołowe, jest jednak górnopłatem przeznaczonym do użytku głównie na „feeder-lines". Podwozie trójkołowe uznane zostało za specjalnie dogodne dla tego celu, pozwala bowiem na skrócenie do minimum czasu potrzebnego na lądowanie (możność energicznego hamowania) oraz na ładowanie i wyładowanie samolotu. Układ górnopłata zapewnia pasażerom dobre pole widzenia i możność obserwacji ziemi, ułatwia wchodzenie do kabiny, gdyż kadłub jest bliższy ziemi, oraz polepsza stateczność.

Groźnym konkurentem DC-5 jest de Havilland Flamingo (rys. 8), bardzo do DC-5 podobny, ale posiadający podwozie normalne. Specjalną uwagę zwrócono w tym samolocie na polepszenie startu, zarówno przez przyjęcie niezbyt wysokiego obciążenia mocy (4,27 kg/KM) i obciążenia powierzchni (127,5 kg/m²), jak i przez zastosowanie śmigieł o dużej średnicy, stosunkowo wolnoobrotowych. Samolot posiada trzy stateczniki i dwa stery kierunku. Dla zapewnienia bezpieczeństwa lotu z jednym silnikiem zastosowano specjalne urządzenie pomocnicze, działające automatycznie na serwo-klapy sterów kierunkowych, gdy siła na pedałach sterownicy kierunku przekracza pewną wielkość. Jest to ważne w razie „nawalenia" jednego z silników po starcie, odciąża bowiem pilota od mocowania się ze sterem kierunku i pozwala mu na spokojne użycie klap wyrównawczych.

Samolot de Havilland Albatross (rys. 9) chociaż zbudowany parę lat temu, wyróżnia się wciąż jeszcze wielką doskonałością aerodynamiczną i nadzwyczajną czystością linii. Jest to samolot bardzo wydajny, mogący przewieźć ciężar płatny 1764 kg z szybkością 338 km/godz. na odległość 1675 km przy 62% mocy maksymalnej silników, co stanowi 1300 KM. Konstrukcja Albatrossa wzorowana jest na konstrukcji wyścigowego Kometa. Skrzydło niedzielone dwudźwigarowe z pokryciem pracującym ze sprusu. Kadłub skorupowy, kryty dwiema warstwami sklejki cedrowej, między którymi znajduje się cienka warstwa balzy. Specjalny system chłodzenia silników, zapewniający dobre chłodzenie na ziemi i małych szybkościach przy małym oporze na szybkościach większych. Jest to samolot przeznaczony do komunikacji długodystansowej, obecnie niezbyt dobrze wyzyskany na krótkiej trasie Londyn — Paryż.

Największy z angielskich samolotów komunikacyjnych, Armstrong Whitworth „Ensign" (rys. 10), nie jest konstrukcją zbyt udaną. Osiągi jego nie dorównują osiągom innych samolo-



Fot. L'Aeronautique, nr 235, decembre 1938.

Rys. 18. Dźwigar skrzydłowy samolotu Ha 139 B.

tów tej klasy, a zastosowane silniki nie dają, jak się zdaje, wciąż jeszcze dostatecznego nadmiaru mocy, mimo, że ich moc startowa została w międzyczasie powiększona.

Łodzie latające Shorta (rys. 11) mają już ustaloną opinię. Przechodziły one pewną ewolucję, ostatnia zaś wersja, t. zw. klasa C, została wzmocniona i przystosowana do dopełniania paliwa w locie. Mogą one zabrać do 22 pasażerów. W komunikacji transatlantyckiej mogą przewozić 2720 kg poczty z szybkością 242 km/godz. na odległość 5620 km.



Fot. Katalog firmy.

Rys. 19. Samolot Savoia Marchetti SM. 83.

Dalszą ewolucję „Empire Flying Boats" Short'a stanowi klasa „G", znacznie większa od klasy C i zaopatrzona w silniki Bristol Hercules o mocy 1350 KM (rys. 12).

Samolot Lockheed 14-H opisany został szczegółowo w Nr 1 Techniki Lotniczej z listopada 1938 r.

Jest to najbardziej nowoczesny samolot używany przez P.L.L. „LOT", obok starszych typów Douglas DC-2, Lockheed Electra, oraz Junkers Ju 52. Ostatnio wytwórnia wprowadziła pewną modyfikację, która polepszyła sterowność samolotu na dużych kątach natarcia. Zastosowano szczeliny w przedniej części płata, tuż za krawędzią natarcia, na połowie rozpiętości lotki, na wzór szczelin stosowanych przez V. E. Clarka. Próby wykazały, że szczeliny te bardzo znacznie poprawiły własności lotu na dużych kątach natarcia, zapobiegając gwałtownej utracie sterowności, która przed tym miała miejsce.

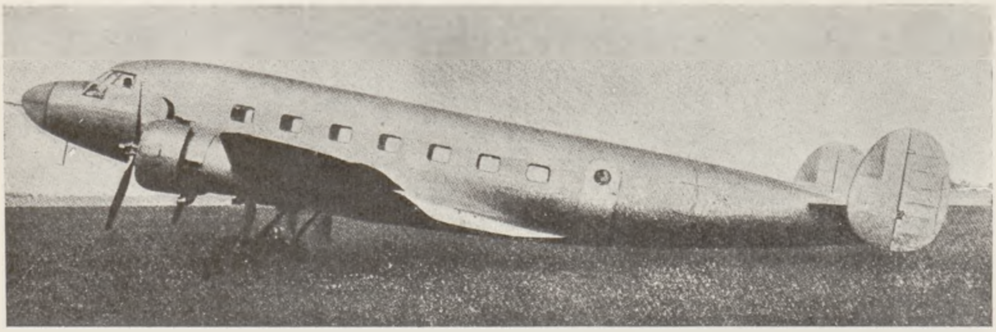
Samolot Dewoitine D.342 jest ewolucją D. 338, od dawna używanego przez linie francuskie, zaopatrzoną w silniki o znacznie większej mocy. Jeżeli chodzi o samolot Potez 622 (rys. 13), to samolot ten wyróżnia się przede wszystkim znaczną szybkością. Nie wydaje się jednak, aby mógł on być eksploatowany ekonomicznie. W stosunku do mocy swych czterech silników, zabiera niewielką liczbę pasażerów, a nadto posiada zasięg grubo za mały, aby można było wyzyskać walory tak wielkiej szybkości. Natomiast na uwagę zasługuje koncepcja samolotu o łącznej mocy 2500 ÷ 3000 KM zaopatrzonego w cztery silniki średniej mocy, zamiast dwóch silników wielkiej mocy. Rozwiązanie takie przedstawia się znacznie korzystniej pod względem bezpieczeństwa lotu (patrz tab. I), zwiększenie zaś kosztów nabycia nowego sprzętu jest małe, o ile w ogóle istnieje; koszty eksploatacji, praktycznie biorąc, są te same. Koncepcja taka jest więc antytezą koncepcji samolotu Curtiss-Wright CW-20.

Samolot Focke - Wulf Fw 200 „Condor" (rys. 14) wsławił się szybkimi przelotami Berlin — Nowy Jork i z powrotem oraz Berlin — Tokio. Przystosowany do przewozu 25 pasażerów i 4 osób załogi, posiada przedział dla palących na 9 osób. Usterzenie kierunku pojedyncze, co jest dość rzadkie na samolocie tych rozmiarów. Samolot posiada sprzężenie sterowania klap ze sterowaniem gazu, tak, że w razie nieudanego lądowania i konieczności kontynuowania lotu, otwarcie przepustnic silników powoduje automatycznie zamknięcie klap, o ile były one otwarte przy lądowaniu. Urządzenie to znacznie ułatwia wznoszenie, gdyż zwiększa nadmiar mocy, niewielki naogół przy klapach opuszczonych. Wymiana jednego silnika wraz z jego instalacją olejową jest b. łatwa i może być wykonana przez 3 ludzi w ciągu 15 minut.

Junkers Ju 90 (rys. 15), największy z samolotów niemieckich, jest jednym z niewielu samolotów komunikacyjnych zaopatrzonych w silniki chłodzone cieczą, prawdopodobnie dlatego, że Niemcy nie mają silnika gwiazdowego odpowiedniej mocy. Używany na wewnętrznych liniach niemieckich, nadaje się raczej do komunikacji lotniczej dalekiej, co odpowiadałoby zresztą nadawanej mu ostatnio nazwie „samolotu komunikacyjnego wielkiego obszaru" (Grossraumsverkehrsflugzeug).

Wodnosamoloty Dornier Do-26 i Blohm & Voss Ha 139 B (rys. 16) są przeznaczone do przewozu poczty transatlantyckiej, z użyciem startu katapultowego. Wobec tego, że nie przewiduje się dla tych samolotów wodowań na niespokojnym morzu, chyba tylko przymusowo, samolot Do-26 nie posiada charakterystycznych dla wodnosamolotów tej wytwórni pływaków bocznych przykadłubowych, zamiast których zastosowano pływaki podskrzydłowe chowane w locie w skrzydła. Rozwiązanie takie pozwoliło na uzyskanie wyjątkowej, jak na samolot wodny, doskonałości aerodynamicznej, ważnej ze względu na konieczność dużego zasięgu, który może dochodzić do 9000 km. Osobliwością tego samolotu jest również zabudowanie tylnego zespołu napędowego, który można przy starcie odchylić do góry o 10" (ok. 40 cm), aby uchronić tylne śmigła od zetknięcia z bryzgami wody (fot. dolna). Po oderwaniu się od wody, zespół napędowy wraca do położenia normalnego.

Wodnosamolot pływakowy Blohm & Voss Ha 139 B (rys. 17) wyróżnia się zarówno charakterystycznym załamaniem płata w kształcie litery *W*, jak i niezwykłą jego konstrukcją. Głównym elementem nośnym jest dźwigar w kształcie olbrzymiej rury stalowej (rys. 18), do którego są przymocowane (spawane) zarówno żeberka, jak i okucia pływaków, oraz zaczepy potrzebne do katapultowania. Dźwigar ten stanowi jednocześnie zbiornik paliwa.



Fot. L'Aeronautique, nr 235, decembre 1938.

Rys. 20. Samolot P.Z.L. „Wicher".

Duże zasięgi samolotów Do-26 oraz Ha 139 B tłumaczą się w dużej mierze tym, że posiadają one silniki Diesela Junkers Jumo 205 o małym zużyciu paliwa.

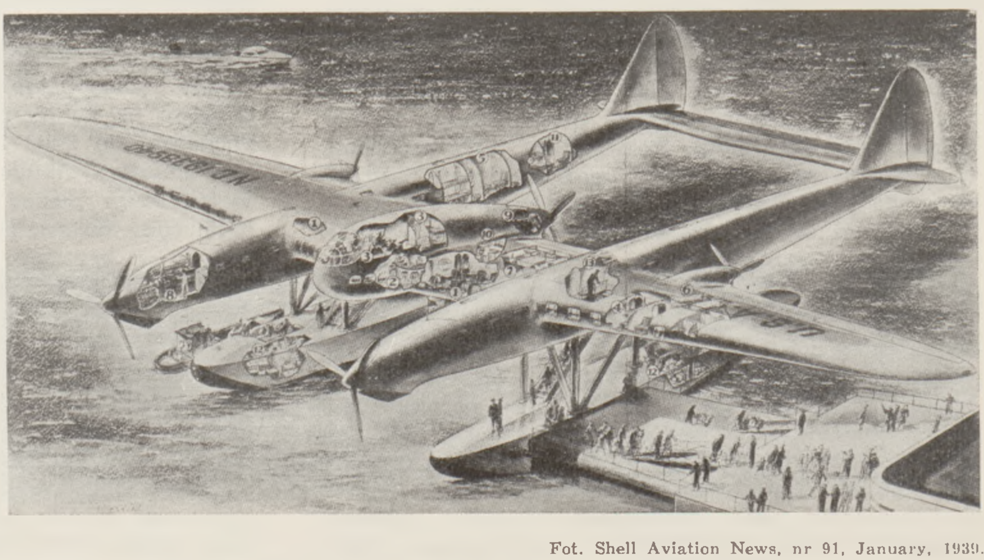
Savoia Marchetti S M. 83 (rys. 19) jest jedynym nowoczesnym samolotem komunikacyjnym o konstrukcji mieszanej: płat niedzielony trójdźwigarowy kryty sklejką, kadłub z rur stalowych spawanych. Wyróżniają go nad to: układ trójsilnikowy, obecnie na ogół nie stosowany, oraz skrzela (sloty) na końcach płata, zapewniające dobrą sterowność poprzeczną na dużych kątach natarcia. Samolot posiada dobre osiągi, a w szczególności bardzo wielką szybkość, uzyskaną jednak ze szkodą dla ekonomii eksploatacji, gdyż liczba przewożonych pasażerów (10) wydaje się niska w stosunku do łącznej mocy silników. Pod tym względem korzystniej się przedstawia Fiat G 18 V, typowy dolnopłat metalowy dwusilnikowy.

Z samolotów włoskich należy jeszcze wymienić trójsilnikowy wodnosamolot transatlantycki Cant Z 509, wyróżniający się zarówno dużą szybkością (V_{max} = 420 km/godz.) jak i tym, że jest samolotem drewnianym, mimo znacznych wymiarów (ciężar całkowity 17.500 kg).

Samolot Wicher (rys. 20), zbudowany przez Państwowe Zakłady Lotnicze (P.Z.L.) w Warszawie, jest nowoczesnym dolnopłatem metalowym na 14 pasażerów, którego osiągi stoją na poziomie odpowiednich maszyn zagranicznych. Samolot ten odbywa obecnie próby eksploatacyjne w P.L.L. „LOT".

Przegląd nasz ograniczyliśmy do samolotów dużych, o łącznej mocy silników od 1500 KM wzwyż, których używanie w zasadzie powinno być ograniczone do linii komunikacyjnych głównych. Na liniach krajowych bocznych mogą znaleźć zastosowanie samoloty mniejsze, przy czym można tu wyróżnić dwie kategorie: samoloty małe, o łącznej mocy silników 400 ÷ 600 KM, przeznaczone dla 4 ÷ 6 pasażerów, konstrukcji drewnianej lub mieszanej metal - drewno jak R.W.D. 11, Ago 192, Siebel Fh 104 A, oraz samoloty średniej wielkości, o łącznej mocy silników ok. 800 KM, przeznaczone dla 6 ÷ 10 pasażerów, przeważnie metalowe, których typowym przedstawicielem był Lockheed 10 „Electra", a z nowszych wymienić należy samoloty Barkley Grow T 8—P, Beech Beechcraft 18, Lockheed 12. Ze względu na bezpieczeństwo lotu, wszystkie te samoloty mają po dwa silniki, a komfort i wygoda, jaką zapewniają one pasażerom, są wprawdzie mniejsze od komfortu na samolotach wielkich, jednak zupełnie dostateczne na samolotach średnich kategorii podczas, gdy na samolotach małych spotykamy warunki zbliżone raczej do samolotów turystycznych, choć i tu wygodzie pasażerów poświęca się baczną uwagę (np. izolacja akustyczna kabiny). Samoloty mniejsze powinny znaleźć szersze zastosowanie, niż dotychczas, w miarę rozwoju sieci lotniczej (linie pomocnicze boczne), choć trudno dzisiaj przewidzieć, czy zwycięży samolot mały, czy średni; decydujący na to wpływ będą miały warunki lokalne i możliwości finansowe w poszczególnych państwach.

Na zakończenie, puśćmy nieco wodze wyobraźni i rozpatrzmy projekt wielkiego samolotu komunikacyjnego przyszłości, przedstawiony Pan-American Airways przez wytwórnię Seversky Aircraft Corporation. Super - Clipper Seversky'ego (rys. 21) ma przewozić ciężar płatny 19500 kg z szybkością przelotową 400 km/godz., przy zasięgu 8000 km. Może on pomieścić 120 pasażerów, zapewniając im komfort spotykany obecnie na statkach transoceanicznych. Samolot jest w zasadzie „latającym skrzydłem", posiada wygodne kabiny dla pasażerów, jadalnię, coctail bar i pokład spacerowy przeznaczony dla 60 osób. Jadalnia może pomieścić 50 osób na raz. Wnętrze samolotu jest doładowane tak, aby utrzymać „pozorną wysokość" 2450 m na wysokości rzeczywistej 6100 m. Załoga ma wynosić 16



Fot. Shell Aviation News, nr 91, January, 1939.

Rys. 21. „Super-Clipper" według projektu Seversky'ego.

osób. Rozpiętość płata wynosi 76 m. Pływaki chowają się do wnętrza dwóch obszernych kadłubów, przy czym hydrauliczny układ mechanizmu chowania pływaków służy jednocześnie jako amortyzator. Szerokie rozstawienie pływaków ma zapewnić dobrą stateczność na wodzie, a chowanie ich pozwala zmniejszyć opór do oporu samolotu lądowego. Silników jest osiem, chłodzonych cieczą, o mocy startowej po 2300 KM i mocy maksymalnej 2000 KM. Po dwa silniki sprzężone, działające na jedno śmigło, umieszczone są na przodzie kadłubów głównych, oraz na końcu małego kadłuba centralnego, zawierającego pomieszczenia załogi. Dwa silniki pojedyńcze umieszczone są na krawędzi spływu płata, na zewnątrz kadłubów. Silniki są umieszczone w obszernych gondolach, mogących pomieścić dwóch mechaników; wnetrze gondol jest również doładowane, tak że możliwa będzie obsługa i naprawa silników w locie.

Samolot ma być zbudowany ze stali nierdzewnej zgrzewanej punktowo.

Modern Transport-Aircraft

Summary

The most important requirement imposed to transport-aircraft is safety which depends on many factors such as: flying characteristics, performances, strength and structural characteristics, anti-freezing equipment etc. The maximum of effort is directed by the designers towards the increase of speed. This has been hitherto attained by a non-economical increase of the engine power, by reducing the wing area and by eliminating the drag. Above a certain optimum wing loading the speed increases very slowly due to the rapid increase of induced drag. This optimum value of wing loading decreases with increase of height. The present wing loadings attain optimum values. The increase of load affects adversely the climbing, take-off and landing characteristics. The landing speed decreasing devices increase the drag, necessitating thus an increase in engine power. A certain improvement in performance can be obtained by an increase of aspect ratio. The cooling drag attains already minimum values. A further notable decrease of drag seems doubtful. The only way to improve the speed seems to be flight in the substratosphere. The author discusses the question of stability and control, stressing the necessity of a reliable control at large angles of attack. All defects can be counterbalanced by excess of power which, however, is uneconomical.

The present transport-aircraft is mostly low-winged multi-engined and of stressed skin metal construction. At present designers can face aircraft weighing several hundred tons (flying boats or landplanes with three landing wheels). In view of the near introduction of substratosphere flights designers are confronted with the problem of air-tight cabins with the inside pressure maintained at or near the atmospheric level.

In the end the author reviews modern transport-aircraft.

Prasa techniczna a postęp lotnictwa

Streszczenie referatu inż. Jana Tuszyńskiego, wygłoszonego p.t. „La contribution de la presse technique aéronautique au développement de l'aviation" przez inż. Eryka Kosko na Pierwszym Światowym Kongresie Prasy Lotniczej w Rzymie dn. 12 czerwca b. r.

Zadaniem czasopism technicznych jest z jednej strony umożliwienie fachowcom szybkiego publikowania ich dorobku technicznego, z drugiej zaś — zapoznanie z tym dorobkiem szerokiego grona pracowników danej gałęzi techniki. Czasopisma podnoszą zasób wiadomości technicznych zarówno autorów artykułów jak i czytelników, przyczyniając się w ten sposób do rozwoju techniki.

Intensywne tempo zbrojeń, jak również wzrastający zasięg komunikacji powietrznej wysunęły w lotnictwie na pierwszy plan zagadnienia produkcji, co wpłynęło na charakter technicznych czasopism lotniczych: odwrotnie, coraz szersze uwzględnienie zagadnień produkcyjnych na łamach czasopism lotniczych bezsprzecznie wpływa na rozwój techniki produkcyjnej. Jak widać, rozwój techniki lotniczej i czasopism lotniczych wzajemnie zależą od siebie. Wytwórnie sprzętu lotniczego mogą z całą pewnością liczyć na to, że popierane przez nie czasopisma lotnicze odwzajemnią się im przez stworzenie korzystnych warunkow dla rozwoju ich możliwości produkcyjnych.

Lotnicze czasopisma techniczne powinny z zasady zawierać następujące rodzaje materiałów:

1) Prace o charakterze technicznym lub badawczym, obrazujące stan techniki lotniczej w danym kraju. Należą tu: a) sprawozdania z prac badawczo-naukowych, dotyczące zagadnień o charakterze teoretycznym, będących jeszcze w sferze czystych badań; b) artykuły, dotyczące prac z dziedziny techniki stosowanej, t. zn. polegających na zastosowaniu wyników badań do celów praktycznych i podające wyniki te w formie gotowej do wykorzystania przez praktyka (konstruktora, warsztatowca). Te ostatnie materiały, najbardziej cenione, są też najtrudniejsze do zdobycia; c) krótkie przyczynki techniczne, poruszające tematy, które na to zasługują, jednak nie wystarczają dla napisania dłuższego artykułu.

2) Działy informacyjne, jak przeglądy prasy technicznej, nowego sprzętu lotniczego, patentów, nowych wydawnictw, kronika bieżąca itp.

Rejestrowanie nowości, ogłaszanych w prasie technicznej, jest możliwe na dwóch drogach: zamieszczania obszerniejszych streszczeń, dających dokładne pojęcie o treści artykułu, przy czym nacisk kładzie się przede wszystkim na jakość referowanych artykułów; lub też podawania krótkich notatek bibliograficznych, odsyłających czytelnika do oryginału. W tym ostatnim wypadku konieczne jest rejestrowanie wszystkich artykułów, jakie w ogóle się ukazują.

3) Na osobne potraktowanie zasługują wspomniane już zagadnienia produkcyjne.

Zależnie od możliwości, wymienionym zagadnieniom powinny być poświęcone jedno, dwa, a nawet trzy czasopisma.

Specjaliści z innych gałęzi techniki, współpracujący z lotnictwem, powinni w pracy swej korzystać równolegle ze swego czasopisma fachowego i z czasopisma techniczno-lotniczego. W miarę rozwoju lotnictwa, coraz więcej miejsca poświęcać mu będą pisma, zajmujące się innymi działami techniki.

W opisany tu sposób techniczne czasopisma lotnicze, spełniając doniosłą misję doszkalania i rozpowszechniania wiadomości technicznych, w której to roli żaden inny środek nie jest w stanie ich zastąpić, przyczyniają się w znacznej mierze do postępu technicznego, od którego zależy rozwój całego lotnictwa.

Silniki w komunikacji lotniczej

Inż. Jan Tuszyński

Wymagania stawiane silnikom lotniczym.

Zasadnicze ujęcie wymagań, stawianych silnikom lotniczym, nie zależy od tego, czy silnik jest przeznaczony dla samolotu komunikacyjnego czy wojskowego. Własnościami, których obie kategorie sprzętu wymagają od silników lotniczych, są:

1) Cechy charakteryzujące zwartość konstrukcji silnika, jak niski ciężar jednostkowy (kg/KM), wysoka moc jednostkowa (KM/l), małe wymiary, a przede wszystkim powierzchnia czołowa.

2) Zdolność do krótkotrwałego rozwinięcia mocy startowej, znacznie przekraczającej moc, wystarczającą podczas przelotu.

3) Niskie zużycie jednostkowe paliwa.

4) Czynniki decydujące o niskich kosztach eksploatacji, jak prostota obsługi, odporność części silnika na zużycie, zdolność do długotrwałej pracy między remontami, długowieczność silnika.

5) Niezawodność i bezpieczeństwo pracy silnika, gwarantujące jak najlepsze wykonanie przez samolot zamierzonego zadania.

O ile wymienione wymagania są wspólne dla obu kategorii lotnictwa, o tyle sposób, w jaki są wprowadzane w życie i ich wzajemne znaczenie, różnią się w obu wypadkach dość znacznie. Wynika to ze znacznej różnicy między zadaniami, jakie ma wykonać samolot komunikacyjny i wojskowy, oraz między warunkami pracy tych samolotów. Różnice te staną się bardziej zrozumiałe, jeżeli bliżej rozpatrzeć wymagania, wymienione pod punktami 4 i 5.

Wpływ kosztów eksploatacji.

Jest zrozumiałe, że niskie koszty eksploatacji silnika leżą w interesie wszystkich jego użytkowników, a więc nie tylko lotnictwa komunikacyjnego, ale i wojskowego. Mimo to różnica w ujęciu tej sprawy przez obie kategorie lotnictwa jest bardzo znaczna. Przede wszystkim należy to przypisać temu, że podstawowym zadaniem lotnictwa wojskowego jest wykonanie pewnego zadania lepiej, aniżeli może to uczynić lotnictwo nieprzyjacielskie. W związku z tym lotnictwo wojskowe jest gotowe do znacznego nieraz zwiększenia tych kosztów, jeżeli zapewni sobie dzięki temu niewielkie chociażby powiększenie przewagi nad nieprzyjacielem, podczas gdy komunikacja lotnicza musi zawsze sprowadzać sprawy doskonałości technicznej i kosztów eksploatacji do wspólnego mianownika.

Różnica w ujęciu sprawy kosztów eksploatacji przez obie kategorie lotnictwa wynika jednak nie tylko z różnych zadań, ale i z różnej intensywności eksploatacji sprzętu lotniczego. W interesie handlowym lotnictwa komunikacyjnego jest oczywiście jak najbardziej intensywna eksploatacja posiadanego sprzętu. Jest to zupełnie oczywiste, jeżeli bowiem pewne towarzystwo komunikacyjne ma do wykonania 15.000 samoloto-godzin rocznie, to korzystniej będzie, jeśli zadanie to uda się wykonać przy pomocy 15 samolotów, z których każdy przepracuje po 1000 godzin, aniżeli wówczas, gdy 30 samolotów będzie pracowało po 500 godzin rocznie, gdyż kapitał uwięziony w sprzęcie lotniczym w pierwszym wypadku będzie dwukrotnie mniejszy. Tym tłumaczy się usiłowanie do skrócenia okresów bezczynności komunikacyjnego sprzętu lotniczego do minimum.

Ze sprzętem wojskowym sprawa przedstawia się zupełnie inaczej. Jak wiadomo, jego zadania podczas pokoju różnią się całkowicie od zadań wojennych i polegają głównie na szkoleniu personelu lotniczego. Spełnienie tych pokojowych zadań wymaga wylatania przez samoloty wojskowe pewnej ilości samolotogodzin, rozkładających się na stosunkowo znaczną, bo dostosowaną do potrzeb wojennych, ilość samolotów wojskowych. Zrozumiałe jest, że w tych warunkach przypada na samolot roczna ilość godzin lotu, leżąca znacznie poniżej możliwości technicznych sprzętu wojskowego.

Ścisłe porównanie intensywności eksploatacji samolotów, a więc i silników przez oba rodzaje lotnictwa jest trudne ze względu na niedostępność potrzebnych danych. Orientacyjnie jedynie można podać, że wojskowy silnik lotniczy pracuje ok. 200 do 300 godzin rocznie (dotyczy to lotnictwa wojskowego angielskiego i amerykańskiego), podczas gdy silniki komunikacyjne są czynne nieraz 1000 i więcej godzin na rok (U.S.A.). Na tej podstawie można przyjąć, że silniki komunikacyjne są przynajmniej 4 do 5 razy intensywniej eksploatowane, aniżeli wojskowe. Poza tym sposób użytkowania silników komunikacyjnych jest znacznie regularniejszy, i zorganizowanie remontów i obsługi napotyka na mniejsze trudności, aniżeli w lotnictwie wojskowym. Z tego wynika, że nawet w razie przyjęcia założeń czysto handlowych znaczenie kosztów eksploatacji w lotnictwie wojskowym byłoby znacznie mniejsze, aniżeli w komunikacji.

O wycofaniu sprzętu lotniczego z użytku decyduje zużycie lub demodernizacja. Oczywiście w interesie handlowym komunikacji lotniczej jest, aby oba momenty zbiegły się, to znaczy przedsiębiorstwo takie nie może dopuścić ani do usunięcia silnika w dobrym stanie, nie dorastającego jednak do współczesnych wymagań techniki lotniczej, ani tym bardziej do tego, aby silnik nowoczesnej konstrukcji ulegał dyskwalifikacji wskutek niesolidnego wykonania, bądź też

niestarannej obsługi i napraw. Inaczej jest w lotnictwie wojskowym, gdzie w czasach pokojowych silniki nie dożywają na ogół do tej ilości godzin pracy, do jakiej byłyby zdolne. Z tego wynika prosty wniosek, że lotnictwo komunikacyjne będzie zawsze bardziej zainteresowane w zmianach konstrukcyjnych, które mogą przedłużyć życie silnika, aniżeli lotnictwo wojskowe.

Niezawodność pracy silnika.

Pojęciu niezawodności pracy silnika zamierzam nadać znaczenie szersze, aniżeli ogólnie przyjęto. Pod tą cechą rozumie się zazwyczaj zdolność silnika do długotrwałej pracy bez dozoru i specjalnego doglądu, zdolność, pozwalającą załodze samolotu na zapomnienie o obecności silnika. Taki silnik byłby ideałem w równym stopniu pożądanym zarówno dla lotnictwa wojskowego jak cywilnego, jednak dla zbliżenia się do tego ideału konieczne jest na ogół zrezygnowanie z niektórych innych zalet silnika. I tu ujawnia się zasadnicza różnica między lotnictwem wojskowym a cywilnym, gdyż cena, jaką każde z nich gotowe jest zapłacić za niezawodność pracy silnika nie jest bynajmniej jednakowa; więcej oczywiście płaci za niezawodność lotnictwo komunikacyjne, dla którego najważniejszym dobrem jest całość pasażerów.

Niezawodnością silnika w rozszerzonym znaczeniu będę zatem określał niezawodność ciaśniej pojętą uzupełnioną całokształtem tych względów, z którymi liczyć się musi użytkownik sprzętu, jeśli chce, aby używany przezeń silnik rzeczywiście bez zawodu spełnił przewidziane zadanie. Silnik niezawodny w pojęciu lotnika wojskowego nie tylko będzie dawał gwarancję nieprzerwanej pracy, ale i musi zapewnić samolotowi dostateczną w warunkach bojowych szybkość, nawet kosztem pewności pracy. Każdy pilot woli zwyciężyć przeciwnika posługując się silnikiem mniej niezawodnym ale za to o wielkiej mocy, aniżeli być zestrzelonym razem z samolotem, którego niezawodny silnik będzie równo pracował do chwili zderzenia z ziemią.

Przy tak rozszerzonym ujęciu niezawodność w lotnictwie wojskowym będzie zawsze oznaczała co innego, aniżeli w komunikacji lotniczej. Jeżeli tak jest, to pomiędzy silnikami wojskowymi a komunikacyjnymi powinny występować większe różnice, aniżeli te, które obserwujemy współcześnie. Przyczyny niedostatecznego uwzględnienia interesów lotnictwa komunikacyjnego w tej dziedzinie zostaną podane w dalszym ciągu.

Drogi rozwoju silników lotniczych.

Postęp w dziedzinie silników lotniczych przestał oddawna opierać się na mniej lub więcej rewelacyjnych wynalazkach lub nowościach, a w przeciwieństwie do tego polega na stałym udoskonalaniu stosunkowo drobnych szczegółów konstrukcyjnych i wprowadzaniu coraz to doskonalszych materiałów konstrukcyjnych i napędowych. Ta żmudna droga ewolucji doprowadziła do powstania dzisiejszych silników, w których skapitalizowane zostały lata doświadczeń i ogromne wydatki pieniężne. Ten nieprzerwany rozwój wymagał wielkiej ciągłości i zachowania stałej linii w pracy i byłby nie do pomyślenia bez stałego poparcia, płynącego z jednego ośrodka dyspozycyjnego. Ośrodkiem takim jest wojsko, jedynie rozporządzające kwotami pieniężnymi, które są potrzebne dla opracowywania nowych typów silników.

W tych warunkach nie należy się dziwić, że lotnictwo komunikacyjne było i jest nadal całkowicie niemal zdane na używanie typów silników, dostosowanych pierwotnie do potrzeb lotnictwa wojskowego. Ze względu na brak własnych funduszów na opracowanie specjalnych typów lotniczych silników komunikacyjnych i brak wyspecjalizowanych wytwórni nie należy przypuszczać, aby ten stan rzeczy miał ulec szybkiej zmianie.

Współczesne silniki komunikacyjne.

Na tablicy 1 zestawiono dane charakterystyczne i osiągi współczesnych silników komunikacyjnych, używanych na samolotach, wymienionych w tablicy 2. W obu tablicach uwzględniono jedynie sprzęt komunikacyjny angielski, amerykański, francuski i niemiecki, ograniczając się jedynie do bardziej znanych jednostek nowszych typów. Również nie uwzględniono silników włoskich, które jako oparte w znacznej części na licencjach, nie wniosłyby do artykułu wiele nowego.

Współczesny rozwój techniczny silników komunikacyjnych jest, jak już zaznaczono, wynikiem rozwoju silników lotniczych wojskowych, zaś szczegółowe rozpatrywanie ich szczegółów konstrukcyjnych i analizowanie obecnych i przyszłych tendencji rozwojowych równałoby się w mniejszym lub większym stopniu powtarzaniu artykułów i sprawozdań, drukowanych w ostatnich czasach na łamach „Techniki Lotniczej" [1] *). Z tego względu w artykule niniejszym poprzestanę na krótkiej charakterystyce technicznej współczesnego silnika komunikacyjnego a zwłaszcza tych jego cech technicznych, którymi odbiega on od silników wojskowych.

Przeprowadzając w dalszym ciągu analogie między sprzętem wojskowym a komunikacyjnym, należy stwierdzić ogólnie znaną okoliczność, że samolot komunikacyjny jest cywilnym odpowiednikiem samolotu bombowego. Na słuszność tego twierdzenia wskazuje istnienie samolotów komunikacyjnych, którym odpowiadają wersje bombowe (np. Lockheed 14, Junkers Ju-90 i inne). Również silnik komunikacyjny jest odpowiednikiem silników, używanych dziś przez lotnictwo bombardujace. Tym się m. in. tłumaczy ogromne rozpowszechnienie w lotnictwie komunikacyinym silnika chłodzonego powietrzem. Jeżeli od zasady tej obserwujemy kilka wyjątków (tablica 1, l. p. 24, 26, 29 — 31), to potwierdzają one nadal podstawową regułę — korzystania lotnictwa komunikacyjnego z dorobku wojskowego, gdyż każdy z uwzględnionych w tablicy silników chłodzonych cieczą znajduje duże rozpowszechnienie w lotnictwie wojskowym odpowiedniego kraju. Anglia i Ameryka nie zabudowuje silników chłodzonych cieczą na swych samolotach komunikacyjnych, mimo że silniki takie w obu krajach są wytwarzane, prawdopodobnie również i dlatego, że w obu wymienionych krajach silniki chłodzone cieczą (Rolls-Royce i Alli-

*) Liczby w nawiasach kwadratowych odpowiadają spisowi literatury, zamieszczonemu na końcu artykułu.

son) są stosowane wyłącznie do samolotów o małej ilości miejsc, przede wszystkim myśliwskich.

Również niezwykłym zjawiskiem wśród silników komunikacyjnych są chłodzone powietrzem szeregowe silniki Gipsy (tablica 1. l. p. 6 — 8). O ich stosunkowo małym rozpowszechnieniu świadczy fakt używania ich tylko na samolotach jednej wytwórni i to w dodatku tej, która silniki te produkuje i jest najbardziej zainteresowana w ich stosowaniu. Jak z tablicy wynika, silniki takie wchodzą w rachubę jedynie w dziedzinie małych mocy.

Jeśli pominąć wyjątki, to za typowy silnik komunikacyjny należy uznać chłodzoną powietrzem gwiazdę o 9 lub 14 cylindrach. O rozpowszechnieniu tego silnika w lotnictwie komunikacyjnym zadecydowały względy, którym zawdzięcza on również swoją popularność w lotnictwie wojskowym, a więc prostota konstrukcji, niski ciężar jednostkowy, prostota obsługi i zabudowania na płatowcu i, w niemałym stopniu, wielki kapitał doświadczenia, jaki sobą przedstawiają wyjątkowo ruchliwe wytwórnie tych silników. Bardzo ważne dla lotnictwa komunikacyjnego jest proste zabudowanie silnika na płatowcu, bez czego szybka wymiana silnika byłaby niemożliwa. Wszystkich tych zalet nie posiada silnik chłodzony cieczą, obarczony kłopotliwą w instalacji i obsłudze instalacją chłodzącą. Główna wada silników gwiazdowych a mianowicie ich wielka powierzchnia czołowa nie odgrywa zasadniczej roli w lotnictwie komunikacyjnym, użytkującym duże samoloty wielosilnikowe.

Silniki gwiazdowe przestałyby być dla lotnictwa komunikacyjnego aktualne, o ile, co już wielokrotnie przepowiadano, konstruktorzy tego typu stanęliby u kresu swoich możliwości. Z końcowego rozdziału wyniknie, że obawa taka chwilowo jeszcze nie istnieje.

Moc silników komunikacyjnych.

Mówiąc o mocy silników lotniczych a komunikacyjnych w szczególności, należy ściśle określić, o jaką moc chodzi i według jakich kryteriów odbywa się ustalanie mocy przez wytwórcę silnika. Ze względu na wielką ilość czynników, od których zależy moc silników lotniczych i na niezawsze jednakowy nacisk kładziony w poszczególnych wypadkach na niezawodność pracy silnika i jego długowieczność, sposób podawania mocy silników lotniczych jest jeszcze dziś daleki od jednolitości.

Mimo rozbieżności w metodach podawania mocy, widocznych również z tablicy 1, przepisy w tej dziedzinie są już obecnie znacznie bardziej ujednolicone, niż przed niedawnym czasem. Opierają się one na koncepcji amerykańskiej, odróżniającej trzy główne układy warunków, w których może pracować silnik komunikacyjny i odpowiadające tym warunkom konieczne moce silnika:

1) Moc startowa, to znaczy maksimum mocy, którą można wydobyć z silnika podczas samodzielnego startu samolotu. Dopuszczalny czas pracy silnika na mocy startowej bywa z reguły ograniczony do jednej minuty.

2) Moc maksymalna stała określa tę górną granicę mocy, która może być z silnika pobierana przez dłuższy okres czasu jednak tylko w razie niezbędnej konieczności. Wypadki takie zdarzają się np. wówczas, gdy zachodzi potrzeba dłuższego lotu przy maksymalnej szybkości wznoszenia bądź też gdy wskutek uszkodzenia silnika lot musi być utrzymany na pozostałych silnikach. W normalnym użytkowaniu samolotów komunikacyjnych moc ta nie wchodzi w rachubę.

3) Moc przelotowa, polecana przez wytwórcę podczas przelotu, jest mocą, przy której silnik pracuje w czasie przeważającej części swego życia.

Przy ustalaniu granicznych mocy dla wymienionych trzech wypadków wytwórca dąży nie tylko do zabezpieczenia silnika przed uszkodzeniem, mogącym wyniknąć wskutek przeciążenia części silnika, ale, i to przede wszystkim, dba o zapewnienie silnikowi maksymalnej długowieczności i umożliwienie jak najdłuższych okresów między remontami. Dotyczy to zwłaszcza mocy przelotowej (w pewnej mierze również maksymalnej), której przekroczenie napewno nigdy nie pociągnie za sobą uszkodzenia silnika, może natomiast odbić się na kieszeni użytkownika. Stwierdzenie podstawowego wpływu mocy przelotowej na koszty eksploatacji samolotów komunikacyjnych jest jedną z głównych zdobyczy techniki komunikacyjnej ostatnich lat; wyczerpujące prace, przeprowadzone w tej dziedzinie, sowicie się opłaciły, zaś wyniki ich znajdują dziś pełne uwzględnienie w awigacji [2].

Sposób podawania mocy przez inne kraje odbiega od opisanego aczkolwiek zaczyna się doń coraz bardziej upodabniać. Angielska moc maksymalna stanowi pewnego rodzaju odpowiednik mocy startowej, jednak na wysokości, i może być rozwijana jedynie w czasie krótkich okresów czasu (5 minut). Tym się tłumaczy mniejsza różnica między mocą startową a maksymalną dla silników angielskich aniżeli dla amerykańskich. Za odpowiednik amerykańskiej mocy startowej należy raczej uznać moc międzynarodową, której podawanie jest przyjęte u wytwórni europejskich. Największe zbliżenie do amerykańskich metod charakteryzowania silników komunikacyjnych wykazują wytwórnie niemieckie.

Należy podkreślić, że opisany powyżej sposób podawania mocy silników lotniczych dotyczy jedynie lotnictwa komunikacyjnego, ze zrozumiałych bowiem względów lotnictwo wojskowe nie mogłoby się zmieścić w ciasnych przepisach ograniczających użytkowanie samolotów komunikacyjnych.

Po ustaleniu podstawowych definicji, dotyczących mocy silników komunikacyjnych, przejdę obecnie do rozpatrzenia górnej granicy mocy, jakiej wymaga dziś komunikacja lotnicza od konstruktorów silników. W związku z tym należy oczywiście zapoznać się z wymaganiami, jakie stawiają w tej dziedzinie największe w obecnej chwili samoloty komunikacyjne, a więc samoloty do komunikacji transoceanicznej. Ze względu na bezpieczeństwo lotu samoloty te wymagają czterech silników, przy czym zarówno względy, związane z budową płatowców jak i bezpieczeństwa zdają się wskazywać na bezcelowość przekraczania tej ilości silników, nawet na samolotach większych.

Jeżeli mimo wyżej podanej zasady spotykane są nieraz samoloty o sześciu (tabl. 2, l. p. 42) i więcej silnikach, to tłumaczy się to jedynie niedostępnością silnika o dostatecznie wysokiej mocy. W związku z tym należy stwierdzić, że ilość silników na samo-

Tablica 1. Bardziej znane silniki, używane we współczesnej komunikacji lotniczej

Państwo	L. p.	Wytwórnia i typ	Układ	Chłodzenie	Ilość cylindrów — średnica cylindra × skok tłoka	Pojemność cylindra	Litraż silnika	Stopień sprężania	Ilość zaworów (szczelin) wlotowych x wydech.	Średnie ciśnienie efekt dla mocy nominalnej (amer. dla mocy. maks.)	Moc startowa · obroty	Moc maksymalna · obroty · wysokość	Moc międzynarodowa (nominalna) · obroty · wysokość	Moc przelotowa · obroty · wysokość	Szerokość × wysokość wzgl. średnica gwiazdy	Ciężar pustego silnika	Używane na samolotach[1])
Anglia	1	Armstrong Siddeley Tiger MK IX	2 gw.	pow.	14—140,0×152,0	2,34	32,7	6,20	1×1	9,4	893.2375	817.2450.2197	807.2375.1908	568.2150.2197	1292	557	1
	2	Bristol Pegasus Xc	gw.	pow.	9—146,0×190,5	3,19	28,7		2×2	11,5	932.2475	840.2600.1100	826.2250.1310		1405	466	9
	3	Bristol Perseus XIIc	gw.	pow.	9—146,0×165,0	2,76	24,9		3×2	11,5	902.2700	826.2600.1830	720.2250.1220				2,6,10
	4	Bristol Taurus II	2 gw.	pow.	14—127,0×142,9	1,82	25,4		3×2	11,4	1020.3225	1080.3225.1520	910.2800.1520		1175	590	7
	5	Bristol Hercules IV	2 gw.	pow.	14—146,0×165,0	2,76	38,7		3×2	10,2	1380.2800	1200.2800.1675	1050.2400.1370				11,12
	6	De Havilland Gipsy Six I	rz. odw.	pow.	6—118,0×139,8	1,53	9,2	5,20	1×1	8,7		203.2350.	187.2100.			220	3,4
	7	De Havilland Gipsy Six II	rz. odw.	pow.	6—118,0×139,8	1,53	9,2	6,00	1×1	8,7		208.2400.	187.2100.			213	8
	8	De Havilland Gipsy Twelve	60	pow.	12—118,0×139,8	1,53	18,4	6,00	1×1	8,6	525.2600	425.2450.2370	420.2400.2290	330.2200.3048	800×950	479	5
Stany Zjednoczone Ameryki Półn.	9	Pratt-Whitney Wasp Junior SB	gw.	pow.	9—131,7×131,7	1,80	16,2	6,00	1×1	10,1	450.2300	400.2200.1525		300.2000	1162	290	13,14,16,24,25
	10	Pratt-Whitney Wasp S3H1	gw.	pow.	9—146,0×146,0	2,45	22,0	6,00	1×1	10,2	600.2250	550.2200.1525		400.2000	1308	421	14,16,24
	11	Pratt-Whitney Hornet S1E-G	gw.	pow.	9—155,5×162,0	3,08	27,7	6,50	1×1	10,8	875.2300	750.2250.2135	różnią się tylko	525.2000	1384	480	15,28 29
	12	Pratt-Whitney Hornet S1E2-G	gw.	pow.	9—155,5×162,0	3,08	27,7	6,50	1×1	10,8	875.2300	750.2250.2135	przekł. redukt.	525.2000	1384	485	26
	13	Pratt-Whitney Twin Wasp SCG	2 gw.	pow.	14—139,7×139,7	2,14	30,0	6,70	1×1	10,6	1100.2700	950.2700.4360		700.2200	1220	640	19,23
	14	Pratt-Whitney Twin Wasp S1C3G	2 gw.	pow.	14—139,7×139,7	2,14	30,0	6,70	1×1	12,3	1200.2700	1050.2550.2290		700.2350	1220	640	21,23
	15	Pratt-Whitney Twin Hornet S1AG	2 gw.	pow.	14	2,55	35,7				1400						22
	16	Wright Whirlwind R 760E-2	gw.	pow.	7—127,0×139,7	1,77	12,4	6,30	1×1	11,7	350.2400	320.2200.0		210.1900	1143	258	14,16
	17	Wright Whirlwind R 975E-3	gw.	pow.	9—127,0×139,7	1,77	15,9	6,30	1×1	10,8	450.2250	420.2200.427		275.1900	1143	306	16,24
	18	Wright Cyclone GR-1820F-53	gw.	pow.	9—155,5×174,6	3,32	29,8	6,40	1×1	10,9	875.2200	760.2100.1770		450.1850	1372	496	15
	19	Wright Cyclone GR-1820F-62	gw.	pow.	9—155,5×174,6	3,32	29,8	6,40	1×1	10,9	900.2350	760.2100.1770		450.1850	1372	495	26
	20	Wright Cyclone GR-1820-G2	gw.	pow.	9—155,5×174,6	3,32	29,8	6,45	1×1	12,2	1000.2200	850.2100.1770		450.1850	1372	543	21,23,27
	21	Wright Cyclone GR-1820-G3B	gw.	pow.	9—155,5×174,6	3,32	29,8	6,20	1×1	11,8	900.2350	820.2100.2680		450.1850	1372	543	26
	22	Wright Cyclone SGR-1820-G102	gw.	pow.	9—155,5×174,6	3,32	29,8	6,30	1×1	11,8	1100.2350	900.2300.2040		550.1850	1400	578	17,21,23
	23	Wright Cyclone Double Row	gw.	pow.	14—155,5×160,0	3,04	42,6	6,70	1×1		1500	1200					18,20
Niemcy	24	Mercedes Benz DB 600	60	ciecz.	12—150,0×160,0		33,9	6,50		8,9	1050.2400	1000.2400.0	800.2200	625.2100.3800	712×1000	545	35,36,37
	25	B. M. W. 132	gw.	pow.	9—155,5×162,0	3,08	27,7	6,50	1×1	11,0	850.2450	845.2350.2600	760.2250.3100	510.2100	1380		34,36,37
	26	Junkers Jumo 205 (Diesel)	rzęd.	ciecz.	6—105,0×320,0	2,77	16,7	17,0	—	7,3	600.2200	600.2200.			600×1325	510	30,31,32,33,36,37
Francja	27	Gnome-Rhone 14 Kirs	2 gw.	pow.	14—146,0×165,0	2,76	38,7	5,50	1×1								42
	28	Hispano Suiza 12 Y brs	V 60	ciecz.	12—150,0×170,0	3,00	36,0	5,80		8,9	800.2400		850.2400.4000		764×945	430	40
	29	Hispano Suiza 12 Y drs	V 60	ciecz.	12—150,0×170,0	3,00	36,0	5,80		9,0	850.2400		860.2400.3250		764×935	455	41
	30	Hispano Suiza 12 X irs	V 60	ciecz.	12—130,0×170,0	2,26	27,1	5,80							720×910	385	39
	31	Hispano Suiza 9 Vr	gw.	pow.	9—155,5×174,6	3,32	29,8	5,30	1×1	8,9			575.1950.1000		1365	417	38

1) Liczby w tej kolumnie odpowiadają l. p. samolotów, objętych tablicą 2.

locie (powyżej czterech) może stanowić miarę zacofania chwilowego stanu techniki silnikowej w porównaniu do płatowcowej. Obecnie postęp w obu dziedzinach jest w przybliżeniu wyrównany, że jednak nie zawsze tak było, świadczy najlepiej głośny samolot Dorniera Do-X, który wymagał dla rozwinięcia żądanej mocy 6000 KM dwunastu silników.

Jak wynika z powyższych uwag oraz z danych tablic 1 i 2, komunikacja lotnicza zadowala się obecnie silnikami o mocy startowej rzędu 1500 KM. Nie jest dziś produkowany tak wielki samolot komunikacyjny, którego zapotrzebowanie mocy nie mogłoby być zaspokojone przez cztery silniki tej wielkości, gdyż nawet sześciosilnikowy Latécoere 521 zadowoliłby się najzupełniej czterema silnikami tej kategorii.

Jeżeli uwzględnić wynikającą z tablicy 1 dolną granicę mocy startowej silników komunikacyjnych, wynoszącą 350 KM (silników Gipsy Six jako raczej wyjątkowych dla lotnictwa komunikacyjnego nie uwzględnia się), to okaże się że współczesna komunikacja lotnicza używa silników, których moc startowa obejmuje całą gamę wartości od ok. 350 do około 1500 KM. Analizując bliżej moce tych silników, można podzielić je w przybliżeniu na cztery kategorie, których moce mieszczą się w następujących granicach (silniki chłodzone cieczą pominięto):

1) 350 do 600 KM (l. p. 8 — 10, 16, 17)
2) 850 do 950 KM (l. p. 1—3, 11, 12, 18, 19, 21, 25, 27, 32)
3) 1000 do 1200 KM (l. p. 4, 13, 14, 20, 22)
4) ponad 1400 KM (l. p. 5, 15, 23, 28).

Pierwsza kategoria silników stanowi wyposażenie samolotów komunikacyjnych mniejszych, używanych do komunikacji lotniczej na mniejsze odległości. Typowym przedstawicielem tej kategorii samolotów jest używany przez P. L. L. „LOT" Lockheed Electra z silnikami Wasp Junior.

Druga i trzecia kategoria silników są bardzo zbliżone do siebie, a nawet kategoria 3 może być uważana za ewolucję drugiej. Świadczy o tym m. in. istnienie typu silnika, który rozpoczął swoją ewolucję w kategorii 2 a skończył w trzeciej — Wright Cyclone. Ponadto widzimy kilka samolotów (np. Douglas DC-3), na których mogą być użyte zarówno silniki kategorii 2) jak i 3). Silniki tych kategorii są używane na znacznej większości nowoczesnych samolotów komunikacyjnych, których typowym przedstawicielem jest Lockheed 14-H z silnikami Hornet S1E-G, obsługujący dłuższe trasy „LOT'u".

Zupełnie odrębny typ silnika reprezentują natomiast silniki czwartej kategorii, wyraźnie odbiegające pod względem mocy od pozostałych trzech. Są one stosunkowo najnowszej daty, a ich małe rozpowszechnienie może być przypisane nie tylko niedawnemu ukazaniu się ich na rynku ale i temu, że samoloty, wymagające takich silników, są jeszcze niezbyt liczne.

Układy cylindrów.

Jak widać z tablicy, silniki kategorii 1 i 2 są 9-cylindrowymi gwiazdami za wyjątkiem silników 1, 16 i 27. Silnik 16 ze względu na małą moc dał się rozwiązać jako 7-cylindrowy, pozostałe zaś dwa posiadają dwa rzędy po 7 cylindrów i są dziełem wytwórni, które nie doszły tak wysoko z mocą wytwarzanych przez siebie silników 9-cylindrowych, jak przodujące na tym polu wytwórnie pozostałe.

Tablica 2. Samoloty komunikacyjne, na których są używane silniki, wymienione w tablicy 1.

Państwo	L. p.	T Y P	Przeznaczenie	Miejsc	Ilość silników	Używane silniki 1)
Anglia	1	Armstrong Whitworth Ensign	ląd.	32—45	4	1
	2	Cunliffe Owen Flying Wing	ląd.	17	2	3
	3	De Havilland 89A Dragon Rapide	ląd.	5—8	2	6
	4	De Havilland 86B Express Air Liner	ląd.	10 16	4	6
	5	De Havilland Albatross	ląd.	22—26	4	8
	6	De Havilland Flamingo	ląd.	12—20	2	3
	7	Fairey FC-1	ląd.	20—30	4	4
	8	Percival Q6	ląd.	6	2	7
	9	Short Empire Flying Boa	wod.	22	4	2
	10	Short Cabot-Class Flying Boat	wod.	22	4	3
	11	Short G-Class Flying Boat	wod.	40	4	5
	12	Short 14/38 A i B	ląd.		4	5
Stany Zjednoczone Ameryki Półn.	13	Barcley-Grow T8P-1	ląd.	8—10	2	9
	14	Beech Beechcraft 18	ląd.	6—11	2	9, 10, 16,
	15	Bellanca Aircruiser	ląd.	15	1	11, 18
	16	Bennet Executive BTC-1	ląd	8	2	9, 10, 16, 17
	17	Boeing 307	ląd.	38	4	22
	18	Boeing 314	wod.	35 - 74	4	23
	19	Consolidated 28	wod.	28	2	13
	20	Curtiss Wright CW 20	ląd.	24—34	2	23
	21	Douglas DC-3	ląd.	24	2	14, 20, 22
	22	Douglas DC-4	ląd.	35 - 47	4	15
	23	Douglas DC-5	ląd.	19	2	13, 14, 20, 22
	24	Lockheed Electra	ląd.	10	2	9, 10, 17
	25	Lockheed 12 A	ląd.	8	2	9
	26	Lockheed 14	ląd.	14	2	1, 19, 21
	27	Martin 156 C	wod.	33—53	4	20
	28	Sikorsky S-42-B	wod.	19 - 37	4	11
	29	Sikorsky S-43	wod.	18	2	11
Niemcy	30	Blohm-Voss Ha 139	wod.		4	26
	31	Blohm-Voss Ha 142	ląd.		2	26
	32	Dornier Do-18	wod.		2	26
	33	Dornier Do-26	wod.		4	26
	34	Focke Wulf FW-200 (Condor)	ląd.	26	4	25
	35	Junkers G-38	ląd.	34	4	24
	36	Junkers Ju-86	ląd.	10	2	24, 25, 26
	37	Junkers Ju-90 (Der Grosse Dessauer)	ląd.	42	4	24, 25, 26
Francja	38	Dewoitine 338	ląd.	24	3	31
	39	Farman 22 1	ląd.		4	30
	40	Latécoere 521 (Lieutenant de Vaisseau Paris)	wod.		6	28
	41	Lioré et Olivier H 46	wod.		4	29
	42	Potez 62	ląd.	14	2	27

1) Liczby w tej kolumnie odpowiadają l. p. silników, objętych tablicą 1

Do kategorii 3-ej należą zarówno silniki 9- jak i 14-cylindrowe, przy czym zdecydowaną przewagę wykazuje już drugi z wymienionych typów, z czego wynikałoby, że zbudowanie 9-cylindrowego silnika dla tej kategorii mocy przekracza już na ogół możliwości współczesnych wytwórni silników, za wyjątkiem przodującej w tej dziedzinie firmy Wright.

W ostatniej, czwartej grupie, panuje gwiazda 14-cylindrowa, w swojej kategorii mocy całkowicie niezastąpiona, brak jest bowiem nie tylko silników gwiazdowych o innym układzie cylindrów ale nawet silników chłodzonych cieczą, które mogłyby tak wysokie moce osiągnąć.

Reasumując powyższy przegląd, należy stwierdzić, że silniki małej mocy są gwiazdami 9-cylindrowymi, ustępując przy dużych mocach gwiazdom 14-cylindrowym. Granica mocy między obiema kategoriami silników nie jest wyraźnie zaznaczona i zależy od warunków lokalnych danej firmy. W związku z tym należy sobie zdać sprawę z tego, że każdy układ cylindrów ma pewne określone wady i zalety, i że rozwiązanie silnika wysokiej mocy jest połączone w każdej z tych kategorii ze specjalnymi, innymi w każdym wypadku, trudnościami. Z tego względu przejście pewnej firmy z silnika 9- na 14-cylindrowy może być interpretowane zarówno jako świadoma chęć do uzyskania zalet i korzyści, jakimi odznacza się silnik 14-cylindrowy, bądź też jako ucieczka od trudności, wiążących się z konstrukcją silnika 9-cylindrowego o dużej mocy. Sprawy te zostaną pokrótce omówione.

Główną zaletą silnika 9-cylindrowego jest niski ciężar i prostota konstrukcji, wadą zaś duża średnica. Silnik 14-cylindrowy pozwala na osiągnięcie tej samej mocy przy mniejszej średnicy zewnętrznej, osiąga się to jednak kosztem podwyższenia ciężaru jednostkowego i bardziej złożonej konstrukcji. Ponadto każdy z tych typów posiada sobie właściwe trudności konstrukcyjne.

Budowa silnika 9-cylindrowego o dużej mocy napotyka na wszystkie te trudności, które wynikają ze stosowania dużych cylindrów. Jak wiadomo, trudności chłodzenia rosną ze wzrostem objętości skokowej, gdyż rosnącym objętościom odpowiada malejący stosunek powierzchni chłodzącej do objętości. Ponadto cylindry o większych średnicach łatwiej ulegają odkształceniom, skłonne są do większego zużycia oleju i wykazują inne wady, które stawiają przed konstruktorem trudną do przekroczenia granicę mocy, dającej się uzyskać z jednego cylindra. Wreszcie należy pamiętać o tym, że wysoki ciężar części ruchu nie pozwala silnikom 9-cylindrowym na rozwijanie tak wysokich obrotów, jak te, które są możliwe na silnikach 14-cylindrowych.

Silnik 14-cylindrowy, przyjemniejszy dla konstruktora ze względu na mały wymiar cylindrów, posiada natomiast inne wady. Trudności związane z chłodzeniem tylnego rzędu cylindrów, mniejsza sztywność wału, większe skomplikowanie konstrukcji zmuszają konstruktorów do pokonania przeszkód, nieznanych przy budowie silników 9-cylindrowych.

Dodatkową zaletę silników 14- w porównaniu do 9-cylindrowych jest większa równomierność i spokój pracy, wynikające z mniejszych wahań momentu obrotowego. Firma Wright zdołała zapobiec drganiom będącym konsekwencją wahań momentu, przez zastosowanie dobrze znanego tłumika dynamicznego; w okoliczności tej należy również upatrywać jedną z przyczyn, które pozwoliły tej firmie podwyższyć moc silników 9-cylindrowych do wyższej granicy, niż to zdołały osiągnąć inne firmy.

Jak widać więc, ustalenie ścisłej granicy mocy, powyżej której silnik 9-cylindrowy przestaje się opłacać, jest bardzo trudne; podobnie trudna jest ocena względów, które skłoniły pewną firmę do ustalenia takiej a nie innej granicy mocy pomiędzy obiema kategoriami. Jak z tablicy wynika, najsłabszy silnik 14-cylindrowy ma ok. 900 KM mocy startowej, najsilniejszy zaś 9-cylindrowy 1100 KM, mocami tymi jest zatem w przybliżeniu objęty zakres niepewności co do stosowania przez współczesną komunikację lotniczą jednego z wymienionych typów silników.

Wreszcie należy zwrócić uwagę, że lotnictwo komunikacyjne mniej chętnie decyduje się na komplikacje, związane ze stosowaniem gwiazd 14-cylindrowych, aniżeli lotnictwo wojskowe, nie widzimy bowiem w tablicy 1 kilku znanych współczesnych silników 14-cylindrowych, jednak o mniejszej mocy, np. Twin Wasp Junior, Gnome-Rhone 14M i in.

Sprężarki.

Wszystkie silniki komunikacyjne są wyposażone w sprężarki, których zadaniem jest zwiększenie mocy startowej i podwyższenie mocy na wysokości. Jak widać z tablicy 1, wysokości nominalne silników komunikacyjnych są stosunkowo nieznaczne, co się tłomaczy wykonywaniem lotów przez samoloty komunikacyjne na wysokościach, które w porównaniu do wysokości, aktualnych dla lotnictwa wojskowego, są stosunkowo niewielkie. O przyczynach, które decydują o wyborze wysokości lotu samolotów komunikacyjnych, uczy awigacja [2].

Powyższe wyjaśnienie tłumaczy, dlaczego najbardziej rzucająca się w oczy różnicą między silnikami wojskowymi i komunikacyjnymi jest stosunkowo mniejsza wysokość nominalna tych ostatnich. Jest to dla wytwórni silników lotniczych bardzo wygodne, gdyż wprowadzenie na rynek nowego silnika komunikacyjnego nie wymaga na ogół dłuższych prac nad przystosowaniem silnika wojskowego do specjalnych wymagań komunikacji lotniczej, a sprowadza się do zastosowania na nowym typie silnika wojskowego sprężarki o zmniejszonej przekładni.

Wobec chwilowo mniejszego zainteresowania lotnictwa komunikacyjnego silnikami wysokościowymi nie na miejscu byłoby tu rozpatrywanie współczesnych tendencji konstrukcyjnych w tej dziedzinie, jak sprężarek dwubiegowych, dwustopniowych, turbosprężarek i in. Wspomnę jedynie, że i te rozwiązania znajdą niewątpliwie zastosowanie w lotnictwie komunikacyjnym, jednak dopiero w miarę wprowadzenia przelotów na bardzo dużych dystansach i znacznych wysokościach. Zadania takie postawi silnikom lotnictwo stratosferyczne.

Silniki komunikacyjne, których wysokość nominalna jest niewielka, mogą pracować podczas startu przy pełnym wyzyskaniu sprężarki. Jest to okolicznością pomyślną, zwalnia bowiem pilotów od konieczności zwracania uwagi na nieprzekroczenie pewnego maksymalnego ciśnienia ładowania.

Zasilanie paliwem i regulacja zużycia paliwa.

Względy, które nie dopuściły do wyparcia gaźnika przez pompy wtryskowe w lotnictwie wojskowym, a więc coraz większa doskonałość nowoczesnych gaźników oraz pewne wady wtrysku (m. in. trudność regulowania składu mieszanki na wysokości), są tym bardziej aktualne dla lotnictwa komunikacyjnego. W związku z tym ograniczę się jedynie do rozpatrzenia najczęściej stosowanych w lotnictwie typów gaźników lotniczych i sposobów ich sterowania.

Najważniejszym bodaj wymaganiem, jakie muszą spełniać gaźniki silników komunikacyjnych, jest zapewnienie niskiego zużycia paliwa. Dla spełnienia tego celu konieczny jest oczywiście w pierwszym rzędzie równomierny rozdział mieszanki do cylindrów, ponadto zaś umożliwienie pracy silnika przy stałym jednostkowym zużyciu paliwa, obniżonym w tym stopniu, w jakim to jest dopuszczalne ze względu na bezpieczeństwo pracy silnika.

Nowoczesne gaźniki lotnicze, wspomagane przez mieszające działanie sprężarki, dają dostatecznie dobry rozdział mieszanki do cylindrów, większe trudności przedstawia natomiast regulacja składu mieszanki na wysokości, to znaczy uniezależnienie składu mieszanki od gęstości powietrza, zasysanego przez gaźnik.

Jak wiadomo, dostosowywanie regulacji gaźnika do wysokości lotu odbywa się dotychczas jeszcze na wielu samolotach ręcznie, przy użyciu t.zw. poprawki wysokościowej, przy czym właściwe położenie poprawki dobiera się na podstawie obrotów silnika. Sposób ten daje regulację zużycia paliwa bardzo mało dokładną; jeśli ponadto wziąć pod uwagę, że możność tego rodzaju regulacji składu mieszanki odpadła przy stosowaniu śmigieł o stałych obrotach, to łatwo zrozumieć, że lotnictwo komunikacyjne oddawna zaczęło poszukiwać dokładniejszych metod regulacji.

Pewnym postępem w stosunku do opisanej metody regulacji jest dobór właściwego położenia poprawki wysokościowej, nastawianej ręcznie, jednak nie na podstawie spadku obrotów silnika a przy oparciu się o wskazania analizatorów spalin. Przyrządy te, oparte na zasadzie przewodnictwa cieplnego spalin, wskazują z dość dużym przybliżeniem wagowy stosunek paliwa do powietrza (lub odwrotnie) w mieszance [3]. Wskazania przyrządu pozwalają pilotowi na nastawianie właściwego składu mieszanki.

Analizatory spalin przedstawiają w porównaniu do najstarszej metody regulacji mieszanki znaczny postęp, wadą ich jest jednak zmuszanie pilota do stałej obserwacji jednego przyrządu więcej, przy czym nie jest on zwolniony od obsługi dodatkowej dźwigni regulacji składu mieszanki. W związku z tym oddawna rozpoczęto usiłowania zautomatyzowania tej regulacji w sposób, zwalniający pilota całkowicie od konieczności regulacji ręcznej.

Istnieją zasadnicze trzy rozwiązania samoczynnej regulacji składu mieszanki:

1) Gaźnik zasysa powietrze o ciśnieniu atmosferycznym, zaś dopływ paliwa do gardzieli gaźnika jest regulowany przez urządzenie, pozostające pod wpływem tegoż ciśnienia atmosferycznego. Rozwiązanie to stosują znane w Polsce gaźniki firmy Hobson, używane m. in. na silnikach typu Bristol.

2) Przed gaźnikiem są umieszczone przepustnice, samoczynnie dławiące dopływ powietrza tak by ciśnienie tego powietrza zachowywało stałą i niezależną od wysokości wartość. Oczywiście, w takich warunkach gaźnik „nie wie", że zmienia się wysokość, na której przebywa, dzięki czemu specjalna poprawka wysokościowa staje się zbędna [4]. Na systemie tym są oparte gaźniki silników firmy Pratt-Whitney, a m. in. silników Hornet, zabudowanych na samolotach Lockheed 14-H P.L.L. „LOT".

3) Specjalne rozwiązanie stanowi używany od niedawna w amerykańskim lotnictwie gaźnik Chandler-Groves, stanowiący normalne wyposażenie współczesnych typów silników Wright Cyclone [5]. Przyczyna samoczynnej regulacji składu mieszanki z wysokością leży w samej zasadzie działania tego gaźnika.

W wyniku wprowadzenia opisanych urządzeń do samoczynnej regulacji składu mieszanki z wysokością zagadnienie to można uważać w obecnej chwili za całkowicie rozwiązane. W związku z tym należy wspomnieć, że niskie jednostkowe zużycie paliwa posiada znaczenie jedynie przy mocy przelotowej i tylko przy tej mocy może być stosowane. Tłumaczy to się tym, że praca przy mocy przelotowej stanowi bardzo znaczną część ogólnego czasu pracy silnika komunikacyjnego, i że z drugiej strony stosowanie niskiego jednostkowego zużycia paliwa wówczas, gdy silnik pracuje na dużej mocy, np. startowej, byłoby dla całości silnika niebezpieczne. Z tego względu silnik zostaje podczas startu specjalnie wzbogacony, zaś zastosowanie regulacji ubogiej, dostosowanej do przelotu, następuje dopiero z chwilą obniżenia mocy do przepisanej granicy.

Z gaźnikiem łączy się ponadto dla lotnictwa komunikacyjnego jedno jeszcze bardzo poważne zagadnienie, mianowicie sprawa jego zamarzania. Zapobiega się temu dobrze znanym sposobem, mianowicie przez podgrzewanie powietrza, zasysanego do gaźnika, co jednak posiada niedogodność obniżania mocy silnika. Niedogodność tę eliminuje wspomniany już gaźnik Chandler-Groves.

Dla zobrazowania wysokiego stanu współczesnych gaźników lotniczych zostaną podane jednostkowe zużycia paliwa, realizowane już dziś bieżąco przez amerykańskie towarzystwa komunikacji lotniczej. Wynoszą one ok. 210 gr/KMgodz. dla komunikacji lądowej i schodzą dla komunikacji transoceanicznej nawet do 190 gr/KMgodz (samoloty China Clipper w przelotach nad Pacyfikiem). Abstrahując od tego, że praca silnika na tak małych zużyciach jest umożliwiona dzięki odpowiednim własnościom paliwa i konstrukcji silnika, należy podkreślić, że utrzymanie tak małych zużyć na niezmiennym poziomie byłoby bez obecnych gaźników niemożliwe.

Paliwa.

Ustosunkowanie się lotnictwa komunikacyjnego do paliwa o wysokiej liczbie oktanowej jest szczególnie pouczające, gdyż wskazuje, w jakiej mierze stosowanie takich paliw jest w obecnej chwili opłacalne, i w jakim kierunku zalety jego mogą być najlepiej wyzyskane. Już z powierzchownej obserwacji wynika, że lotnictwo dzisiejsze idzie przede wszystkim w kierunku zwiększenia mocy startowej, na co wskazuje porównanie stopni sprężania dzisiejszych silników komunikacyjnych ze stopniami sprężania silników dawniejszych. W przeciągu ostatnich czterech lat charakterystyka ta nie uległa właściwie

większej zmianie i, podobnie jak w owym czasie, pozostaje w okolicy 6 lub niewiele wyżej. W przeciwieństwie do tego moce jednostkowe współczesnych silników lotniczych uległy w ostatnich czasach bardzo znacznemu powiększeniu, przy czym zostało to umożliwione w znacznej mierze dzięki stosowaniu paliw o liczbie oktanowej 100 lub zbliżonej [6]. Czyżby więc wysoka moc jednostkowa a zwłaszcza startowa, została uznana za tak dalece ważniejszą od obniżenia zużycia paliwa, że na to ostatnie przestano zwracać uwagę?

Sądzę, że stwierdzony powyżej kierunek rozwojowy jest, jak to zazwyczaj bywa w technice, wynikiem kompromisu, i został obrany po wzięciu pod uwagę szeregu czynników i okoliczności. Oto niektóre z nich:

1) W ostatnich latach niepokojącym zjawiskiem staje się wzrost długości startu nowoczesnych wieloosobowych samolotów komunikacyjnych, co pociąga za sobą konieczność budowy bardzo dużych a więc kosztownych lotnisk.

2) Potrzeby współczesnej komunikacji lotniczej zmuszają nieraz do urządzania lotnisk na znacznych wysokościach (np. lotnisko w Cheyenne, Wyoming, U. S. A.), gdzie rozrzedzenie powietrza utrudnia start samolotu.

3) Dzięki wysokiej doskonałości aerodynamicznej nowoczesnych samolotów komunikacyjnych procentowa wielkość mocy przelotowej w stosunku do startowej staje się coraz mniejsza, co pozwala na odpowiednie obniżenie całkowitego zużycia paliwa podczas przelotu.

4) Podstawowa korzyść, jaką daje obniżenie jednostkowego zużycia paliwa, to znaczy zwiększenie zasięgu samolotu, może być również osiągnięta na drodze podwyższenia mocy startowej dzięki czemu staje się możliwe zwiększenie obciążenia samolotu a zatem ewentualnie załadowanie na samolot większej ilości paliwa.

5) Zwiększenie stopnia sprężania silnika lotniczego, konieczne dla wydatnego obniżenia jednostkowego zużycia paliwa, pociąga za sobą znaczny wzrost ciśnień maksymalnych, działających na tłoki podczas mocy startowej, co wymaga z kolei rzeczy wzmocnienia części ruchowych a zatem podwyższenia ciężaru silnika. Wiążące się z tym trudności konstrukcyjne są znacznie większe, aniżeli trudności, które musi pokonać konstruktor, chcący wydobyć większą moc z silnika na drodze podwyższenia ciśnienia ładowania.

6) Pełne wykorzystanie możliwości, dostępnych w wyniku ekonomicznej regulacji gaźnika przy ziemi a zwłaszcza na wysokości, może dać większe oszczędności na paliwie aniżeli podwyższenie stopnia sprężania, któremu nie towarzyszy troska o należytą regulację gaźnika.

Teraz staje się rzeczą jasną, dlaczego musiano zwrócić tak wielką uwagę na zwiększenie mocy startowej silników komunikacyjnych (punkty 1 i 2), tym bardziej że droga ta nie wyklucza możliwości obniżenia zużycia paliwa (punkt 3) i zwiększenia zasięgu samolotu (punkt 4). Na obranie tej drogi (t.zn. wykorzystania paliw wysokooktanowych przede wszystkim w kierunku zwiększenia mocy startowej silników lotniczych) wpłynęły ponadto względy konstrukcyjne (punkt 5) oraz możliwość obniżenia zużycia paliwa na drodze starannej regulacji gaźnika (punkt 6). Tego rodzaju kompromisowe rozwiązanie umożliwiło uzyskanie z dzisiejszych silników mocy startowych i zużyć paliwa, całkowicie odpowiadających potrzebom techniki komunikacyjnej.

Z powyższych rozważań, uzasadniających obecne wykorzystanie paliw o wysokiej liczbie oktanowej, nie wynika bynajmniej, aby w przyszłości nie miał przyjść czas, gdy obecne zużycia jednostkowe zostaną uznane za zbyt wygórowane. Wtedy konstruktorzy będą oczywiście musieli zwiększyć stopnie sprężania budowanych przez siebie silników, pokonywując podane wyżej trudności.

Przechodząc do konkretnego omówienia współcześnie używanych typów paliw lotniczych, należy jeszcze przypomnieć, że lotnictwo komunikacyjne zwraca większą uwagę na koszty eksploatacyjne i dla obniżenia tych kosztów eksploatacyjnych gotowe jest cierpieć większe niewygody, aniżeli lotnictwo wojskowe. Ponieważ wzrost liczby oktanowej podwyższa cenę paliwa, przeto komunikacja jest skłonna używać tylko tak dobrego paliwa, jakie rzeczywiście jest potrzebne, i w związku z tym unika nie tylko paliwa zbyt niskiej ale i zbyt wysokiej jakości. Tym się tłomaczy, że lotnictwo komunikacyjne używa znacznie większej ilości odmian paliw aniżeli wojskowe. W Ameryce używane są więc obecnie paliwa o liczbach oktanowych 87, 90 i 95, podczas gdy angielskie lotnictwo wojskowe przeszło za jednym zamachem z liczby oktanowej 87 na 100. Inaczej mówiąc, lotnictwo komunikacyjne woli zaoszczędzić trochę pieniędzy, narażając się jednocześnie na kłopoty, wynikające ze znacznego zróżniczkowania używanych typów paliw lotniczych, podczas gdy wojsko do tego stopnia dba o ułatwienie gospodarki paliwowej, że skłonne jest do tego dość dużo dopłacać, używając zbyt dobrego paliwa do silników, które go nie wymagają. Tym się tłumaczy mniejsze rozpowszechnienie paliwa o liczbie oktanowej zbliżonej do 100 w lotnictwie komunikacyjnym aniżeli w wojskowym.

Wspomniane wyżej paliwo o l. okt. 95 jest odpowiednikiem paliwa o l. okt. 100, używanego przez amerykańskie lotnictwo wojskowe, zaś różnica między liczbami oktanowymi wynika z różnych metod oznaczenia. Paliwo to zostało zastosowane poraz pierwszy na większą skalę na Boeingach 314 do komunikacji transatlantyckiej (silniki Cyclone Double Row).

Oleje smarowe.

Lotnictwo komunikacyjne żąda olejów, które pozwoliłyby na obniżenie kosztów eksploatacji i przedłużenie życia silnika. Inaczej mówiąc, własności oleju nie powinny wyznaczać okresów czasu między remontami, co dzieje się na przykład w tych razach, gdy mamy do czynienia z olejem, powodującym po krótkim czasie zaklejanie się pierścieni tłokowych i ogólne zanieczyszczenie silnika. Silnik, pracujący na takim oleju, musiałby być rozbierany i czyszczony znacznie częściej, niż tego wymagałby proces zużywania się części silnika i konieczność ich wymiany.

Mówiąc o wpływie oleju na okres wymiany części silnika, ma się przede wszystkim na myśli cylindry. W miarę zużywania są one przeszlifowywane a wreszcie wymieniane. Poza najprzykrzejszą konsekwencją zużywania się cylindrów, jaką jest ich wymiana, zjawisko to powoduje ponadto wzrost zuży-

cia oleju, niepożądany ze względu na koszty (zwiększenie wydatków na olej) i na zachowanie się silnika podczas pracy. Tym tłumaczy się dążenie do stosowania takich olejów, które zmniejszałyby zużywanie się cylindrów, no i oczywiście innych części silnika, do minimum.

Jak wynika z uwag, podanych w rozdziale o kosztach eksploatacji, wysoka jakość oleju lotniczego powinna mieć większe znaczenie dla lotnictwa komunikacyjnego, aniżeli wojskowego. Różnica w ustosunkowaniu się obu kategorii lotnictwa do tego zagadnienia jest zwłaszcza widoczna o ile chodzi o ten kompleks właściwości oleju, od którego zależy zużycie cylindrów. Ze względu na znacznie intensywniejsze użytkowanie silników przez lotnictwo komunikacyjne ewentualne wady oleju, powodujące zbyt szybkie zużycie cylindrów, zostaną stwierdzone znacznie wcześniej i odczute znacznie mocniej w komunikacji lotniczej aniżeli w wojsku.

Dowodem słuszności powyższego twierdzenia jest używanie przez amerykańskie lotnictwo wojskowe olejów czysto mineralnych, podczas gdy przedsiębiorstwa komunikacji lotniczej w tym samym kraju stosują wyłącznie niemal oleje uszlachetniane specjalnymi dodatkami, które powiększają zdolność oleju do chronienia części metalowych przed zużyciem. Pomijając tę różnicę, oleje lotnicze są z reguły, w lotnictwie komunikacyjnym czy też wojskowym, wysokorafinowanymi olejami mineralnymi o wysokiej odporności na starzenie w silniku i braku skłonności do zaklejania pierścieni.

Silniki Diesla.

Jak wynika z tablicy 1, silniki typu Diesla znalazły uznanie jedynie w lotnictwie niemieckim. W związku z tym celowe będzie zastanowienie się nad korzyściami, jakie może dać tego rodzaju silnik dla komunikacji lotniczej i nad przyczynami, które nie pozwoliły na jego szersze zastosowanie. Temat ten był już tak często poruszany na łamach prasy fachowej, że wystarczy ograniczenie się do podania tu kilku zaledwie najważniejszych danych.

Silnik Diesla przedstawia sobą dla lotnictwa komunikacyjnego bezsprzeczną atrakcyjność. Wynika to przede wszystkim z dwóch okoliczności:

1) Diesle w większym stopniu zabezpieczają przed pożarem, aniżeli silniki benzynowe. Wynika to nietyle z mniejszej skłonności oleju gazowego do zapalenia się, gdyż w istocie rzeczy olej gazowy posiada niższą temperaturę samozapłonu aniżeli benzyna, ale raczej z tego, że ogień rozprzestrzenia się znacznie szybciej przy użyciu benzyny aniżeli oleju gazowego. Ponadto temperatura przewodów wydechowych silników Diesla jest niższa, aniżeli odpowiednia temperatura w silnikach benzynowych.

2) Jednostkowe zużycie paliwa przez silniki Diesla jest znacznie niższe, wynosi bowiem ok. 160 gr/KM godz. a więc o ok. 16% mniej, niż najlepszy z wyników, uzyskiwanych dotychczas przez użytkowników silników benzynowych.

Już sam wzgląd 1) nakazywałby lotnictwu komunikacyjnemu znacznie większe, niż to się dzieje obecnie, zainteresowanie się silnikami Diesla. Może pozwoliłoby to na przyszłość uniknąć tak licznych dotychczas wypadków spalenia się pasażerów wskutek katastrof lotniczych. Do tego dochodzi niezwykle ważna zaleta, wymieniona pod punktem 2, i inne zalety pomniejsze, jak pozbycie się instalacji zapłonowej, wyeliminowanie niebezpieczeństwa zamarzania gaźnika i in. Następujące przyczyny wyjaśniają, dlaczego wymienione, zdawałoby się bardzo przekonywujące zalety, nie zdołały skłonić użytkowników i konstruktorów silników do większego, niż dotychczas zainteresowania się Dieslami.

1) Moc startowa współczesnych silników Diesla wykazuje zbyt małą nadwyżkę w stosunku do ich mocy przelotowej.

2) Lotnictwo wojskowe nie interesuje się zbytnio silnikami Diesla, wobec czego komunikacja lotnicza musiałaby samodzielnie ponieść koszty opracowania silnika Diesla, który nie posiadałby obecnych wad (przede wszystkim wymienionej pod punktem 1). Na poniesienie tych kosztów lotnictwa komunikacyjnego nie stać.

Jak widać, w wypadku silników Diesla mamy do czynienia z typowym przykładem niedostatecznego uwzględnienia interesów lotnictwa komunikacyjnego przez współczesny przemysł lotniczy, wyspecjalizowany w produkcji wojskowej.

Przyszłe kierunki rozwojowe.

Interesujących danych, wskazujących na przyszły kierunek rozwojowy silników lotniczych, dostarczył stosunkowo niedawny konkurs amerykańskiego towarzystwa komunikacyjnego Pan American Airways na projekt samolotu, zdolnego do przewozu 11400 kg obciążenia użytecznego na odległość 8040 km z szybkością przynajmniej 322 km/godz. [7]. Wszystkie złożone na ten konkurs projekty zakładają, że do napędu proponowanych samolotów będą użyte silniki w ilości 4 do 6 o mocy ok. 2000 KM. Również skąpe na razie wiadomości, przedostające się z amerykańskich wytwórni silników lotniczych, wskazują na to, że jest tam opracowywany typ silnika, rozwijający moc 2000 KM lub niewiele mniejszą. Daje to już pewną orientację, na jaki poziom mocy wzniosą się w najbliższym czasie wytwórcy silników lotniczych. Posiadane dane wskazują, że moc tę zamierzają amerykanie rozwinąć z 18-cylindrowej podwójnej gwiazdy, chłodzonej powietrzem.

O ile zakres mocy od 1200 do 1600 KM (około) wydaje się całkowicie opanowany przez gwiazdy 14-cylindrowe, to wybór układu cylindrów dla przewidywanego zakresu 1800 — 2000 KM nie będzie prawdopodobnie tak zgodny. Obok istniejącej już (jakoby) podwójnej gwiazdy 18-cylindrowej pojawią się prawdopodobnie 21-cylindrowe gwiazdy potrójne i być może inne jeszcze typy silników. W związku z tym należy zaznaczyć, że firma Armstrong Siddeley opracowuje obecnie potrójną gwiazdę 21-cylindrową o przewidywanej mocy ok. 1500 KM, co nie stanowi wprawdzie przekroczenia mocy osiąganych obecnie, wskazuje jednak na nowy kierunek rozwojowy.

Mimo braku pewności co do mocy i układu cylindrów przyszłych typów silników lotniczych jedno jest pewne: nie należy oczekiwać na razie żadnych odchyleń od obecnego kierunku rozwojowego, którego przedstawicielem jest dwu- lub więcej gwiazdowy silnik chłodzony powietrzem, napędzany paliwem o liczbie oktanowej zbliżonej do 100, o zapalaniu elektrycznym i zasilaniu przy pomocy gaźnika. Wyraźniejszą różnicę między silnikami komunikacyjny-

mi używanymi obecnie a silnikami przyszłości może spowodować jedynie wprowadzenie lotów stratosferycznych, które wymagałyby wyposażenia silników w specjalne sprężarki, utrzymujące dostatecznie wysokie ciśnienie ładowanej do cylindrów mieszanki na dużych wysokościach, jakie byłyby dla takich samolotów aktualne.

Obecny stan techniki nie pozwala na wyznaczenie granicy mocy, na której będzie musiał zatrzymać się rozwój silników lotniczych obecnie stosowanych typów. Można jedynie stwierdzić, że napotkane trudności będą nie tylko natury silnikowej, ale i śmigłowej, wiadomo bowiem, że ciężar jednostkowy śmigieł (kg na KM przenoszonej mocy) rośnie wraz ze wzrostem mocy silnika i może w przyszłości osiągnąć wielkość nie do przyjęcia [8].

Wprowadzenie bardziej radykalnych zmian w konstrukcji i działaniu silników spalinowych, używanych w lotnictwie, wydaje się obecnie bodaj mniej prawdopodobne, aniżeli zastąpienie silników lotniczych obecnego typu turbinami spalinowymi. Napotykane w literaturze informacje [9] wskazują, że pomysł ten nie jest bynajmniej tak nieprawdopodobny, jakby to mogło się na pozór wydawać.

Literatura

[1] K. Księski. Rzut oka na obecny stan i tendencje w konstrukcji silników lotniczych. Technika Lotnicza, Nr 10, 1938.

J. Bełkowski. XVI Międzynarodowy Salon Lotniczy w Paryżu — Silniki. Technika Lotnicza, Nr 1, 1939.

[2] K. Dzwonkowski. O technice przelotu. Techniczne Nowości Lotnicze, Nr 4, 1937.

K. Dzwonkowski. Awigacja. Technika Lotnicza, Nr 6, 1939.

[3] R. W. Young. Air-Cooled Radial Aircraft Engine Performance Possibilities. S.A.E. Journal, June 1936. Częściowo tłumaczone w Technicznych Nowościach Lotniczych, Nr 5 i 6, 1936.

[4] G. E. Beardsley. An Automatic Power and Mixture Control for Aircraft Engines. S.A.E. Journal, August 1935. Tłumaczone w Technicznych Nowościach Lotniczych, Nr 6, 1935.

[5] Gaźnik Lotniczy Chandler-Groves. Technika Lotnicza, Nr 6, 1939.

[6] J. Brynikowski. Niektóre dane o silnikach, pracujących na paliwie o l. okt. 100. Technika Lotnicza, Nr 6, 1939.

[7] 100-Passenger Aircraft. Shell Aviation News January 1939.

[8] F. W. Caldwell. Propellers for Aircraft Engines of High Power Aoutput. Odczyt wygłoszony na II Zjeździe Lilienthal Gesellschaft w Monachium, dnia 13.X.1937. Tłumaczone w Technice Lotniczej, Nr 3, 1938.

[9] Zagadnienie turbin parowych jako silników lotniczych (streszczenie wyjątku artykułu Fr. Münzingera). Technika Lotnicza, Nr 12, 1938.

Aero Engines for Aire Transport

Summary

The author discusses the characteristics of aero engines used on modern transport aircraft and shows the principal differences between the air transport and military aviation points of view regarding aero engines design and operation. He explains the reasons of the present popularity of the radial aircooled aero engine, especially well adapted to air transport needs. Following problems are taken into consideration: engine power and rating, cylinder arrangements, compressors, carburetors and fuel consumption, fuels and lubricants, diesel engines and possibilities of future development. A table shows the characteristics of better known aero engines used in air ransport, whereas another table lists the transport aircraft on which these engines are used.

Niektóre dane o silnikach pracujących na paliwie o l. okt. 100

Każdemu, kto w ciągu ostatnich kilku lat interesował się próbami paliw o l. o. 100 i korzyściami, jakie te paliwa mogą dać w porównaniu z paliwami o niższej liczbie oktanowej, nasuwa się pytanie, czy istnieją i jakie osiągi mają silniki seryjne budowane na paliwo o l. o. 100 lub też do niego przystosowane. Silniki takie są już obecnie w użyciu, a garść poniższych danych ułatwi znalezienie dalekiej od tego, aby być wyczerpującą, odpowiedzi na wyżej wspomniane pytanie.

Na XVI Salonie Lotniczym w Paryżu można było znaleźć niektóre dane o 2 chłodzonych cieczą silnikach f. Rolls-Royce, zbudowanych na paliwo o l. o. 100. Są to: Merlin RM. 2 M (moc nominalna 1265 KM na wysokości 2400 m, maksymalna 1285 KM na wys. 2900 m, startowa 1210 KM) i Merlin RM. 2 SM z dwubiegową sprężarką (1-szy bieg — moc nominalna 1265 KM na wys. 2400 m, maksymalna 1285 m na 2900 m, startowa 1320 KM; 2-gi bieg — moc nominalna 1150 KM na 4700 m, maksymalna 1160 na 5100 m). Silniki te w okresie Salonu nie były zapewne jeszcze seryjnie budowane, a brak bliższych danych o nich nie pozwala na wyciągnięcie jakichkolwiek wniosków.

Silnik Merlin II (prawdopodobnie też III i IV), zbudowany na paliwo o l. o. 87, ma na nim moc nominalną 1000 KM na 3750 m i obrotach 2600, maksymalną 1045 na 4950 m i obrotach 3000, startową 890 KM przy obrotach 2850 i absolutnym ciśnieniu ładowania około 1100 mm Hg. Na paliwie o l. o. 100 moc startowa wynosi 1015 KM przy mocy z litra objętości skokowej 37,6 KM. Wzrost mocy wynosi tu 14%.

Znane jest też analogiczne wykorzystanie paliwa o l. o. 100 w silnikach Mercury VIII na samolotach Longnosed Blenheim. Paliwo o l. o. 100 pozwoliło zwiększyć moc startową tego silnika z 725 KM na 920, czyli o 27%. Daje to przy starcie 36,9 KM/l.

Budowane we Francji silniki Hercules IV z 2-biegową sprężarką na paliwie o l. o. 100 mają moc startową 1570 KM (moce nominalne — 1420 KM na 1500 m i 1290 KM na 4500 m). Moc z litra wynosi przy starcie 40,5 KM.

Bardzo ciekawy przykład zasad, według których ustala się charakterystyki silników na paliwo o l. o. 100 stanowią 3 silniki f. Pratt & Whitney: Twin Wasp SC3-G, S1C3-G i S3C3-G. Jeśli chodzi o ich konstrukcję, to ma się tu do czynienia z jednym i tym samym silnikiem, gdyż ciężar i wymiary wszystkich trzech typów są te same. Mają one stopień sprężania 6,7, średnicę cylindra i skok tłoka 139,7 mm, objętość skokową 30 ltr. Pierwszy z tych silników pracuje na paliwie o l. o. 87, pozostałe zaś wymagają paliwa o l. o. 100. Osiągi tych silników, podane w kolejności, w jakiej silniki zostały wymienione, są następujące: moc nominalna 900, 1050, 950 KM przy obrotach 2550, 2550, 2700 na wysokości 3660, 2285, 4360 m, przy czym przekładnia sprężarki jest 7,15, 7,15 i 8,00. Moc przelotowa 650, 700, 700 KM przy 2250, 2325, 2200 obr/min na wysokości 4660, 4575 m. (Dla S3C3-G brak niektórych danych). Moc startowa 1050, 1200, 1100 KM przy obrotach 2700 i ciśnieniu ładowania 1090, 1230 mm Hg. Moc jednostkowa silnika S1C3-G wynosi przy starcie 40 KM/ltr. Paliwo o l. o. 100 pozwala w tym wypadku podnieść moc startową o 14,3%. Jak widać konstruktorzy tych silników, aby wykorzystać zalety paliwa o l. o. 100, nie poszli drogą podwyższenia stopnia sprężania, lecz tylko zastosowali wyższe ciśnienia ładowania. Należy zwrócić uwagę na to, że zastosowaniu paliwa o l. o. 100 towarzyszy w tym wypadku nie tylko podwyższenie mocy startowej, lecz także nominalnej i przelotowej.

Inż. Józef Brynikowski.

Organizacja ruchu i bezpieczeństwa w komunikacji lotniczej

Docent dr inż. Józef Pawlikowski

Odpowiedź na pytanie: „czy komunikacja lotnicza jest już dziś całkowicie bezpieczna?" nie jest prosta.

Niedostateczność wszystkich ludzkich mechanizmów i samych działań ludzkich oraz wpływ zjawisk przyrodniczych nigdy nie stworzy środka komunikacyjnego o idealnym (100%) bezpieczeństwie i regularności. Każdy środek komunikacyjny posiada w związku z tym tylko pewien współczynnik bezpieczeństwa, którego dobroć jest rzeczą względną, a którego wartość powinna stale się zwiększać, dążąc do ideału. Obowiązkiem każdego przedsiębiorstwa komunikacyjnego jest więc stałe podtrzymywanie tego współczynnika na należytym poziomie oraz dążenie do jego podniesienia przy pomocy wszystkich środków, będących w granicach możliwości danego środka komunikacyjnego.

Wychodząc z tych założeń, zamiast odpowiedzi na postawione na wstępie pytanie popróbujmy określić, w jakim stosunku do tego ideału absolutnego bezpieczeństwa pozostają przedsiębiorstwa lotnicze wobec przedsiębiorstw komunikacyjnych innego rodzaju (kolei, statków, autobusów). Wymienione środki komunikacyjne są w pojęciu szerokiej publiczności całkowicie bezpieczne, podczas gdy samolot komunikacyjny jest jeszcze niejednokrotnie uważany, zwłaszcza u nas, za jakieś ryzykowne przedsięwzięcie, a korzystanie z niego nawet na tak krótkiej trasie jak Warszawa — Poznań przy najlepszej pogodzie — za pewnego rodzaju wyczyn, mający coś wspólnego z laurami Lindberga lub też Żwirki i Wigury.

Miernikiem mogą być tutaj tylko dane statystyczne, z których wynika, że kolej jest co prawda przedsiębiorstwem bardziej bezpiecznym od linii lotniczych, ale stosunek współczynników bezpieczeństwa na korzyść kolei nie jest wcale rażący, podczas gdy podróże samolotem są już dziś bezpieczniejsze od podróży autobusowych i morskich.

Uzupełnieniem tych danych będzie szczegółowa analiza przyczyn wypadków w różnego rodzaju przedsiębiorstwach; jeżeli chodzi o lotnictwo, to pierwsze miejsce wśród tych przyczyn, podobnie zresztą, jak w komunikacji morskiej, zajmuje zła pogoda (31%), drugie niedokładność budowy pojazdów (30%), następnie zaś uchybienia obsługi (23%), wady budowy lotnisk (12%) i wreszcie (4%) wszelkie „inne przyczyny", nie dające się ująć ogólnie bądź też będące przyczynami niewyjaśnionymi *).

*) Dane te, zebrane przez Instytut Komunikacji Lotniczej przy Politechnice Stuttgardzkiej, zostały zestawione za stosunkowo krótki okres czasu i mają jedynie charakter przykładowy (przyp. autora).

Powyższa analiza przyczyn wypadków jest jednocześnie zestawieniem, pozwalającym nam na przejście do zasadniczego tematu, gdyż wyjaśnia nam w jakim kierunku powinna iść i na czym powinna polegać organizacja bezpieczeństwa w komunikacji lotniczej, poza koniecznym, oczywiście, postępem w dziedzinie budowy samolotów oraz doborem i wyszkoleniem personelu i stworzeniem mu jak najbardziej spokojnych i racjonalnych warunków pracy.

Będzie to walka z niepogodą i ulepszenie urządzeń przyziemi, będzie to stworzenie takich warunków lotu, aby załoga samolotu miała zawsze orientację w przestrzeni oraz mogła zawsze przeprowadzić bezpieczne lądowanie niezależnie od warunków atmosferycznych.

Zadanie to nie jest łatwe i nie może być rozwiązane bez stworzenia odpowiedniej organizacji — służby bezpieczeństwa — centralizującej wszelkie potrzebne dla swej pracy środki i podporządkowującej sobie wszystkie statki powietrzne, znajdujące się w danej chwili nad terenami powierzonymi opiece tej organizacji.

Oczywiście, organizacja taka nie mogła powstać od razu i musiała się rozwijać równolegle z rozwojem całego lotnictwa; jeszcze 10—15 lat temu loty pasażerskie ograniczały się tylko do pory dziennej, zaś lot w złych warunkach atmosferycznych wymagał prawdziwego bohaterstwa i poświęcenia lotnika. Pamiętamy dobrze owe słynne określenie „polnisches Wetter", które charakteryzowało odwagę naszych polskich pilotów, opuszczających lotnisko wiedeńskie w czasie, kiedy piloci innych przedsiębiorstw lotniczych nie decydowali się na przeprowadzenie startu, gdy tymczasem dziś 100% regularność naszych i zagranicznych lotniczych linii komunikacyjnych uważana jest za coś zupełnie zwykłego.

Służba bezpieczeństwa stanowi zwykle odrębny Urząd Państwowy, uzależniony od Centralnych Władz Lotniczych. W Niemczech na przykład zorganizowanie takiego urzędu miało przebieg następujący: w r. 1928 została utworzona sp. z ogr. odp. pod nazwą „Zentralstelle für Flugsicherung", która początkowo miała za zadanie tylko zarząd i eksploatację radiostacji lotniczych; w r. 1929 w zakres tej instytucji wchodzi również oświetlenie lotnisk i szlaków, zaś w r. 1931 służba meteorologiczna; w r. 1933 Zentralstelle przekształca się w Urząd (Reichsamt für Flugsicherung), obejmujący całokształt spraw bezpieczeństwa lotniczego Ministerstwa Lotnictwa, przy czym w zakresie meteo urząd ten pracuje bezpośrednio z Reichsamt für Wetterdienst, odpowiadającym naszemu PIM-owi.

W Stanach Zjednoczonych Am. Półn. sprawy bezpieczeństwa lotniczego należą do Federal Airways System, centralnego organu, mającego pod sobą oświetlenie, radiokomunikację oraz dalekopisy. Organ ten współpracuje z władzami miejscowymi, właścicielami lotnisk i towarzystwami lotniczymi i zależny jest od Bureau of Air Commerce (Department of Commerce in Washington) za wyjątkiem spraw meteo, należących do Department of Agriculture. Z urządzeń bezpieczeństwa lotnictwa cywilnego w równej mierze korzystają również samoloty wojskowe.

W Polsce sprawy bezpieczeństwa lotnictwa cywilnego należą do Departamentu Lotnictwa Cywilnego Ministerstwa Komunikacji, zaś lotnictwa wojskowego — do Dowództwa Lotnictwa, przy czym obsługa meteo w pierwszym przypadku należy do PIM-u, w drugim zaś do Kierownictwa Wojskowej Służby Meteorologicznej.

Do zakresu działania organizacji bezpieczeństwa ruchu lotniczego, muszą wchodzić następujące działy:

1. Dział łączności międzylotniskowej z dołączeniem poszczególnych placówek i służby bezpieczeństwa położonych poza lotniskami.
2. Dział łączności pomiędzy ziemią a samolotem i odwrotnie; do działu tego wchodzą również urządzenia do lądowania bez widoczności zewnętrznej.
3. Dział sygnalizacji świetlnej (oświetlenie lotnisk i szlaków powietrznych).
4. Dział meteorologiczno-nawigacyjny.
5. Dział porządkowo-policyjny.

Ten ostatni dział, współpracujący ze służbą ruchu, jednoczy w sobie właściwie prace wszystkich pozostałych działów, stawiając im pewne wymagania i korzystając z ich usług. Dział ten ustala przepisy, dotyczące rolowań, startów i lądowań samolotów na lotniskach oraz dopilnowuje wykonania przepisów i porządku lotów na szlakach.

Dział ten musi być w ścisłym stosunku z organami, które wykonywują w stosunku do samych statków powietrznych kontrolę, dotyczącą ich wytrzymałości i posiadania środków bezpieczeństwa, jak np. aparaty radiowe, światła pozycyjne, rakiety do lądowania itp. Dział ten współpracuje bezpośrednio również z organami, przeprowadzającymi kontrolę urządzeń lotniskowych i lądowisk pomocniczych, nie wchodzących w bezpośredni zakres innych działów służby bezpieczeństwa, jak łączność i oświetlenie; w ramach tej ostatniej współpracy omawiany dział utrzymuje powierzchnię lotniska, drogi startowe itp.

Oczywiście, że i inne działy muszą pracować w ścisłym kontakcie ze sobą; dział meteorologiczno-nawigacyjny nie może spełniać swoich zadań bez działów łączności, dział łączności pomiędzy ziemią i samolotem (zwłaszcza w zakresie lądowań przy zmniejszonej widoczności zewnętrznej, jak o tym będzie mowa dalej) musi korzystać z usług działu sygnalizacji świetlnej; układ świateł pozycyjnych bądź też wszelkie inne projekty zmian w tym kierunku muszą wpływać na zmianę przepisów o porządku mijania się samolotów na szlakach itp.

Wszystkie te sprawy podkreślają raz jeszcze jak konieczna jest centralizacja całej służby bezpieczeństwa w jednych rękach.

Przechodzimy teraz do omówienia pracy pierwszych czterech działów organizacji.

DZIAŁ ŁĄCZNOŚCI MIĘDZYLOTNISKOWEJ

Początkowo dla porozumienia się między lotniskami władze lotnicze korzystały z ogólno państwowych środków łączności; oczywiście w bardzo niedługim czasie okazało się to niewygodne i lotnictwo za przykładem kolei musiało sobie stworzyć własną sieć łączności. Do tego celu oparto się zrazu na połączeniach radiowych; powstają radiostacje lotniskowe (w Warszawie np. taka radiostacja dla lotnictwa cywilnego została zbudowana na Służewcu), jednak ze względu na coraz większe zapotrzebowanie radio dla komunikacji pomiędzy ziemią i samolotem okazało się, że użycie radia dla łączności międzylotniskowej musi być ograniczone. Łączność międzylotniskowa utrzymywana jest obecnie przy pomocy specjalnej sieci telefonicznej oraz dalekopisów.

Praca dalekopisów ma wiele cennych zalet poza wspomnianym już wyżej odciążeniem radio:

1) dalekopisy nie wymagają stałej obsługi; przyjmowanie pism odbywa się zupełnie samoczynnie, przy czym pozostaje zawsze dowód nadania, co ma szczególne znaczenie dla każdej służby ruchu,

2) dalekopisy pracują ze znaczną szybkością dochodzącą do 350 liter na minutę (radiotelegraf daje maksimum 125 liter na minutę),

3) dalekopisy mogą pracować na dowolnej odległości, przy czym praca ich dzięki sieciom kablowym nie zależna jest zupełnie od warunków atmosferycznych; w razie potrzeby nadawanie wiadomości może odbywać się nie tylko między dwoma punktami ale i z jednego punktu do dowolnej ilości pozostałych punktów sieci.

DZIAŁ ŁĄCZNOŚCI POMIĘDZY ZIEMIĄ A SAMOLOTEM I ODWROTNIE *)

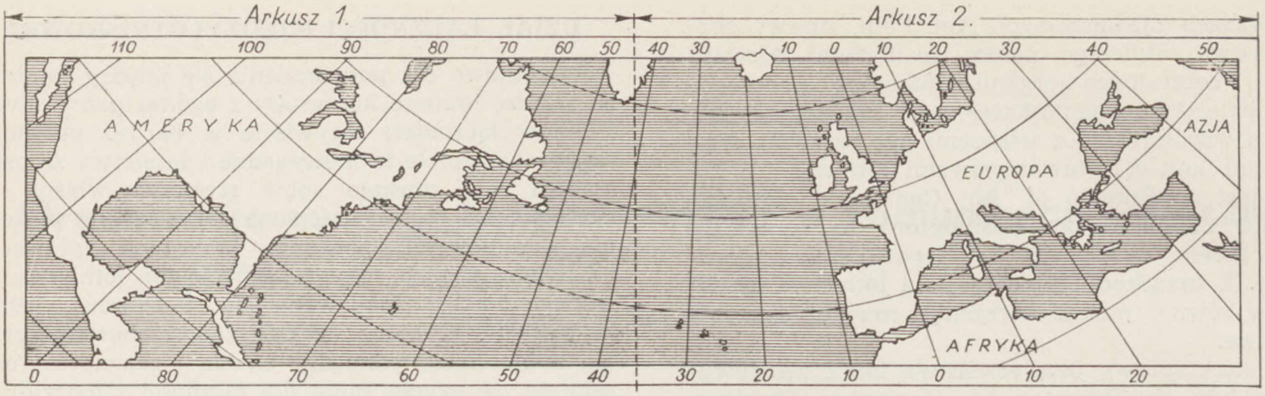
Łączność radiowa z samolotem

Dział ten, oczywiście, stanowi wyłączny zakres radio, które jak gdyby specjalnie było stworzone dla lotnictwa.

W Stanach Zjednoczonych Am. Półn. porozumienie odbywa się przy pomocy fonii, w Europie zaś przy pomocy telegrafii. Trudność wprowadzenia fonii dla warunków europejskich tłumaczy się przede wszystkim wielojęzycznością Europy, podczas gdy w Stanach wszechwładnie panuje język angielski. Niezależnie od tego istnieje pogląd, iż komunikacja telegraficzna jest pewniejsza i przy użyciu kodów prędsza i bardziej zrozumiała od komunikacji telefonicznej.

Program działania radiostacji, służących do utrzymywania łączności pomiędzy ziemią i samolotem, obejmuje nadawanie komunikatów ogólnych, dotyczących warunków lotu i lądowania, komunikatów meteorologicznych, sygnałów czasu, komunikatów alarmowych oraz wykonywania czynności radiogoniometrycznych służących do określenia kierunku lotu samolotu lub też miejsca jego znajdowania się. Poza tym istnieje specjalne urządzenie radiowe, przeznaczone do ułatwienia lądowania przy zmniejszonej widoczności zewnętrznej.

*) Przy opracowywaniu tego działu autor opierał się m. in. na artykule kpt. inż. W. Majewskiego „Radionawigacja" (Przegląd Lotniczy, listopad 1937, str. 1523—1572).



Rys. 1. Mapa Kahna szlaku Europa — Ameryka Północna*).

Największe znaczenie posiada, oczywiście, łączność radiowa w złych warunkach atmosferycznych oraz przy lotach nocnych. Wiadomość o wytworzeniu się złych warunków atmosferycznych na docelowym lotnisku lub też na trasie lotu (skrót kodowy QBI) podawana jest zwykle zawczasu samolotowi. W razie występowania takich warunków samolot nie może wejść w obszar przylotniskowy (promień mniej więcej 30 km) bez specjalnego pozwolenia radiostacji danego lotniska. O pozwolenie takie samolot prosi skrótem „QGL?". Zezwolenie nadaje się samolotowi za pomocą powtórzenia tego samego skrótu bez znaku zapytania. Zakaz wejścia wyraża się skrótem „QGM". Samolot po otrzymaniu zezwolenia wejścia na obszar przylotniskowy zapytuje o pozwolenie lądowania; gdy samolot nie może lądować z jakichkolwiek bądź powodów na lotnisku docelowym, otrzymuje on polecenie lądowania na innym lotnisku, wyrażone skrótem „QGO" łącznie ze skrótem „QAB X", co oznacza „weźcie kurs do X".

W razie możliwości zderzenia samolotów w powietrzu radiostacja podaje każdemu samolotowi dane o pozostałych samolotach, znajdujących się w danym rejonie, a mianowicie „QTH" — miejscowości, nad którymi się one znajdują, „QTI" lub „QAB" kierunki ich lotu, oraz „QAH" — wysokości lotu.

W celu uporządkowania sprawy rozmów pomiędzy samolotami i stacjami przyziemnymi większość państw europejskich podzielona jest na okręgi bezpieczeństwa, z których każdy posiada jedną lub też kilka współpracujących ze sobą radiostacji, które obsługują dany okręg. W Stanach Zjednoczonych Am. Półn. rzecz ma się inaczej. Tam samolot bez względu na to, gdzie się znajduje, obsługiwany jest zawsze przez ośrodek bezpieczeństwa lotniska docelowego. Rola ośrodka bezpieczeństwa lotniska odlotowego ogranicza się tylko do zawiadomienia lotniska docelowego o starcie samolotu, co zresztą odbywa się już nie przy pomocy radio, lecz tylko dalekopisów.

W związku z powyższym istnieją w Stanach specjalne przepisy o zachowaniu wysokości lotu; wszystkie samoloty lecące przy zmniejszonej widoczności według kursów 0°—179° muszą przebywać na wysokościach nieparzystych tysięcy, zaś samoloty lecące według kursów 180°—359° na wysokościach parzystych tysięcy stóp. Podobne prawo o zachowaniu wysokości w czasie lotów przy zmniejszonej widoczności zewnętrznej dla miejscowości, leżących poza oficjalnie określonymi okręgami bezpieczeństwa, zostało niedawno wprowadzone w Anglii. W związku z tym należy podkreślić wagę zagadnienia wspólnej wysokości zerowej dla wszystkich znajdujących się w drodze samolotów. Sprawa ta jest obecnie bardzo szeroko debatowana w sferach zainteresowanych, przy czym istnieją projekty wprowadzenia na samoloty dodatkowego wysokościomierza o nieprzestawialnej skali, wycechowanej jedynie w milibarach. Radiostacje przyziemne podawałyby w związku z tym zamiast wysokości w metrach, którą powinien utrzymywać samolot, odpowiednie ciśnienie barometryczne strefy, w której powinien on lecieć.

Określanie kierunku lotu i położenia samolotu.

Sprawa określenia kierunku lotu oraz określenia położenia samolotu oparta jest na kierunkowym odbiorze bądź też kierunkowym promieniowaniu fal radiowych. Kierunkowość odbioru otrzymuje się zasadniczo przy pomocy anten ramowych, których charakterystyka odbiorcza (to jest wielkość siły elektromotorycznej wzbudzanej przez nadchodzące fale elektromagnetyczne w zależności od kąta nachylenia tych fal do płaszczyzny ramy) przedstawia się w kształcie ósemki utworzonej z dwóch kół stycznych. Gdy rama jest postawiona prostopadle do kierunku nadejścia fal, odbiór zanika całkowicie; gdy rama stoi równolegle do kierunku fal, wówczas odbiór jest najsilniejszy, gdyż różnica pomiędzy siłami elektromotorycznymi wzbudzającymi w obu półkręgach anteny będzie największa. Różnica ta oddziaływa na aparat odbiorczy połączony z anteną. Charakterystyka odbioru anteny liniowej będzie kołem.

Antena ramowa bądź też jej pochodne służą również do nadawania kierunkowego.

Urządzenia kierunkowe odbiorcze nazywają się radiogoniometrami lub też namiernikami radiowymi przez analogię do namierników optycznych, urządzenia kierunkowo-nadawcze — radiolatarniami kierunkowymi przez analogię do latarń świetlnych, określających również kierunek lotu samolotu.

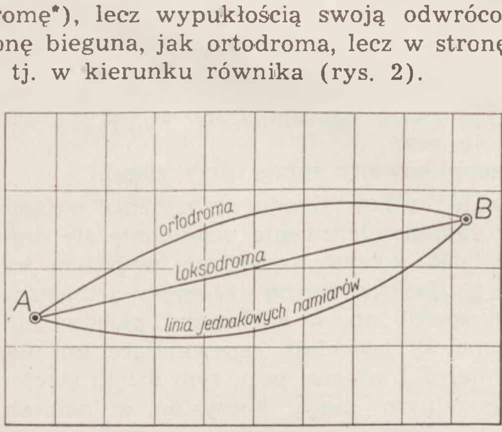
Określenie położenia samolotu przy pomocy radionamierników opiera się zupełnie na tych samych zasadach, na których jest oparte namiarowanie optyczne. Zasadnicza różnica polega tylko na tym, iż namiarowanie optyczne wykonywane bywa tylko na

*) Rysunek ten i następne zostały wzięte z książki „Nawigacja lotnicza" dr inż. J. Pawlikowskiego, która ukazuje się nakładem Instytutu Technicznego Lotnictwa.

stosunkowo małych przestrzeniach, dzięki czemu całe zagadnienie namiarowania rozstrzyga się w płaszczyźnie. Zarówno linia lotu według stałego kursu tj. loksodroma, jak też i linia pozycyjna otrzymana jako wynik namiaru będą liniami prostymi i jako takie mogą być wyobrażone na mapach szczegółowych lub przelotowych.

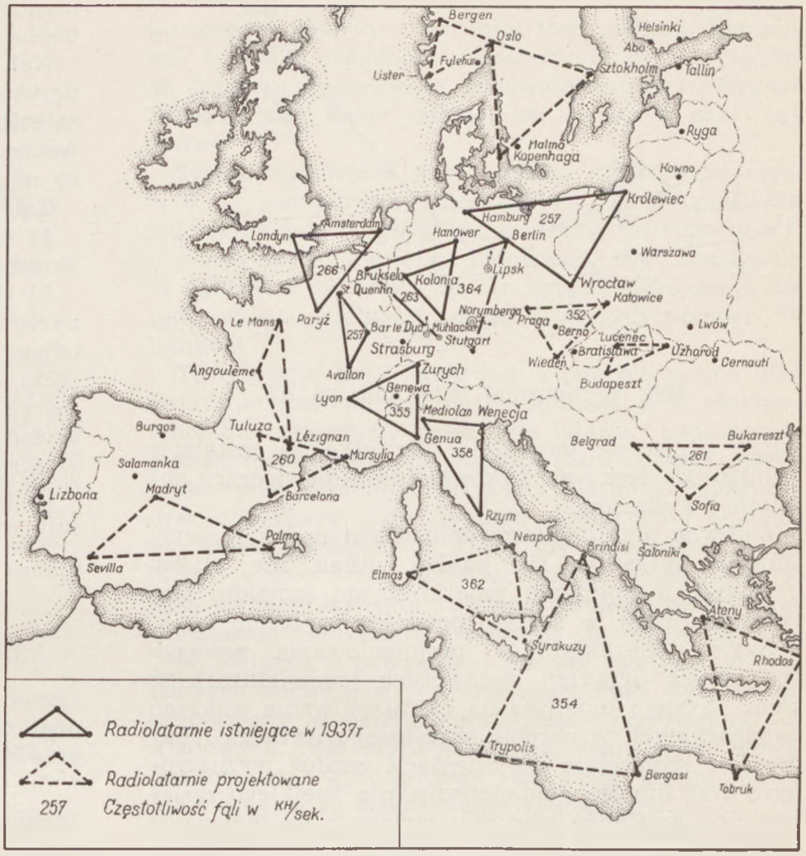
Gdy sprawa dotyczy wykonywania namiarów radiowych, w grę wchodzić mogą już znaczne odległości i całe zagadnienie nie może być już ograniczone do zakresu płaszczyzny. Linie pozycyjne, otrzymane jako wynik kierunkowego rozchodzenia się fal radiowych, które biegną wzdłuż wielkich kół ziemi, nie będą już prostymi liniami na wszelkich mapach. W związku z powyższymi korzystanie bezpośrednio z namiarów radiowych będzie znacznie utrudnione. W celu ułatwienia pod tym względem zagadnień radio-nawigacyjnych powstały ostatnio specjalne mapy dla komunikacji lotniczej na większych przestrzeniach. Wśród nich można zwrócić uwagę na tzw. mapy wielkich szlaków lotniczych, opracowane przez inż. Kahna i wydane pod egidą francuskiego Ministerstwa Lotnictwa (rys. 1). Są to mapy o skali 1:10.000.000 dla środka mapy, wykonane w rzucie skośnym Merkatora tj. w ten sposób, iż walec rzutu jest styczny nie do równika, lecz do łuku wielkiego koła, przechodzącego przez punkty końcowe przewidzianego szlaku lotniczego. Na mapach tych linia prosta, łącząca dwa punkty podaje prawie że dokładnie najkrótszą odległość pomiędzy tymi punktami, tj. wskazuje kierunek rozchodzenia się fal radiowych, poza tym zachowana jest prawidłowa zależność kątowa pomiędzy liniami przeprowadzanymi na niej i południkami. W ten sposób mapa ta daje możność odczytania prawidłowych namiarów.

Poza tym bardzo ciekawe są mapy Weirs'a. Są to mapy, na których linie jednakowych namiarów tj. geometryczne miejsca na ziemi, z których dany punkt jest namiarowany pod jednym i tym samym kątem, są liniami prostymi. Dla orientacji trzeba dodać, że np. na mapie Merkatora linia jednakowego namiaru będzie krzywą, podobną do krzywej wyobrażającej ortodromę*), lecz wypukłością swoją odwróconą nie w stronę bieguna, jak ortodroma, lecz w stronę przeciwną tj. w kierunku równika (rys. 2).



Rys. 2. Ortodroma, loksodroma i linia jednakowych namiarów na mapie Merkatora.

*) Ortodromą nazywamy linię najbliższej odległości między dwoma punktami na kuli ziemskiej, t. zn. linię wielkiego koła, przechodzącego przez te punkty (przyp. red.).



Rys. 3. Układ latarni niekierunkowych w Europie.

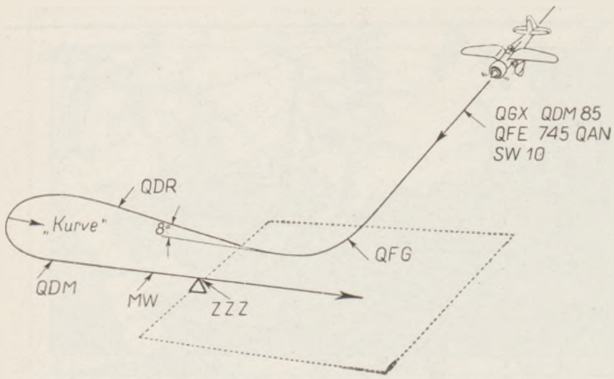
Zależnie od sposobu stosowania urządzeń radiowych do celów nawigacyjnych rozróżnia się następujące systemy radionawigacji:

system namiarowania obcego,
system namiarowania własnego,
system promieniowania kierunkowego.

System namiarowania obcego polega na namiarowaniu samolotu, a właściwie jego stacji nadawczej przez namierniki naziemne. Aby uzyskać wskazania nawigacyjne, samolot przy pomocy swej radiostacji korespondencyjnej nawiązuje łączność z ziemią i następnie przez pewien czas nadaje swój umówiony sygnał, w czasie którego jeden lub też dwa radionamierniki naziemne wykonywują swe namiary. Radionamiernik, do którego samolot zwrócił się o dane, porozumiewa się z radionamiernikiem drugim i następnie po ukończeniu namiarów i obliczeń na tych namiarach zbudowanych przekazuje je do samolotu.

Położenie samolotu określa się na pełnym morzu przez podanie szerokości i długości geograficznej, nad lądem i w pobliżu wybrzeży zaś — przez odległość i kierunek w stosunku do znanych punktów i miejscowości leżących w pobliżu samolotu. Np. „SPH 12 15 QTF 10 KM W Kielce" oznacza, że samolot SPH o godzinie 12-ej minut 15 znajdował się 10 km na zachód od Kielc.

System namiarowania własnego przewiduje wykonywanie namiarów na samolocie przy pomocy namierników pokładowych, przy wykorzystaniu do tego celu promieniowania jakiegokolwiekbądź nadajnika na ziemi. System ten może być w pełni wykorzystany tylko na większych samolotach, gdzie wa-



Rys. 4. Schemat lądowania na ZZ.

runki miejscowe pozwalają nie tylko na instalację namiernika, lecz i na wykonywanie odpowiednich obliczeń i wykresów.

Zarówno przy namiarowaniu własnym jak i obcym sprawa upraszcza się bardzo, jeżeli nie chodzi o określenie położenia geograficznego samolotu lecz tylko kierunku, w którym powinien on lecieć.

System kierunkowego promieniowania wymaga specjalnych urządzeń nadawczych (radiolatarni) na ziemi. System ten pozwala na uzyskiwanie wskazań nawigacyjnych w obrębie określonego wycinka i nadaje się szczególnie do orientacji wzdłuż wyznaczonych tras lub też (radiolatarnie nie wielkiego zasięgu) do określania kierunku podejścia do lądowania na lotnisku.

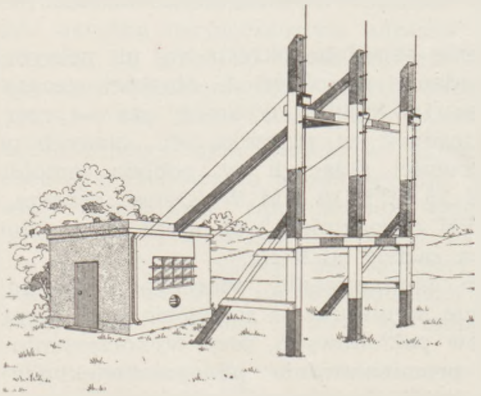
Urządzenie radiolatarni może być wykonane np. przy pomocy dwóch kierunkowych (ramowych) anten, ustawionych względem siebie pod pewnym kątem. Jedna z nich promieniuje literę A (kropka kreska), druga zaś literę N (kreska kropka). Czas nadawania tych liter jest tak dobrany, że sygnały jednej anteny słychać w czasie przerw sygnału drugiej anteny i odwrotnie, dzięki czemu w kierunku dwusiecznej kąta pomiędzy dwiema antenami będzie słyszany sygnał ciągły, przy zboczeniu zaś z tego kierunku będzie przeważać przy odbiorze litera A lub N.

Każdy z powyższych systemów radionawigacji posiada swoje zalety i wady.

Zaletami systemu namiarowania obcego są:

1) możność uzyskiwania wskazań w dowolnym miejscu,

2) wielka dokładność pomiarów, umożliwiona dzięki dużym wymiarom anten, przyrządów, dowolnym skalom map, spokojowi pracy oraz stosowaniu urządzeń dla uniknięcia błędów odbioru, bardziej dokładnym pomiarom błędu miejscowego itp.



Rys. 5. Radiolatarnia systemu Lorenza.

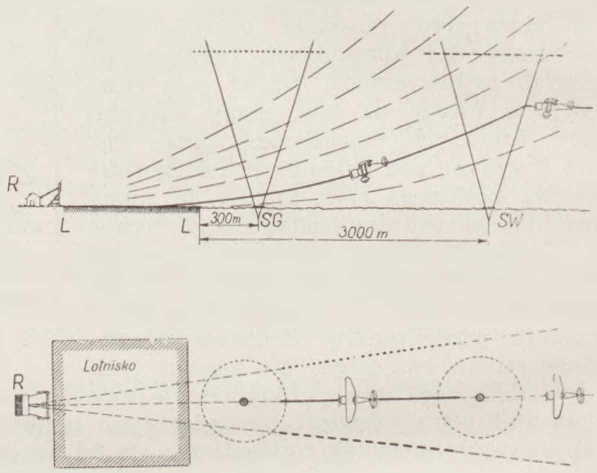
Natomiast wadą tego systemu jest niemożność uzyskania namiarów w dowolnym czasie np. w razie zajęcia namiernika ziemnego przez inny samolot, co wobec szybkiego rozrostu komunikacji lotniczej może mieć często miejsce.

Zaletami systemu namiarowania własnego są:

1) jak i w przypadku namiarowania obcego uzyskiwanie wskazań w dowolnym miejscu,

2) możność wykorzystania silnych stacji naziemnych, co daje możność radionamiarów na wielkich odległościach. Namiarowanie obce w praktyce ogranicza się np. nad lądem do odległości 250 km; na morzu odległość ta zwiększa się do 500 km, lecz w żadnym przypadku nie może wchodzić w grę np. w komunikacji transatlantyckiej,

3) przeprowadzanie namiarów przez tego, który jest w nich najbardziej zainteresowany.



Rys. 6. Schemat lądowania na radiolatarnię.

Wadą zaś tego systemu jest skomplikowany sprzęt na samolocie i mniejsza dokładność wywołana warunkami pracy.

Przy systemie promieniowania kierunkowego jako zalety występują:

1) bezpośredniość wskazań na samolocie, która może być wykorzystana nawet do uruchomienia urządzeń ze wskaźnikami optycznymi (busole radiowe),

2) samoczynność działań urządzeń przy ziemi.

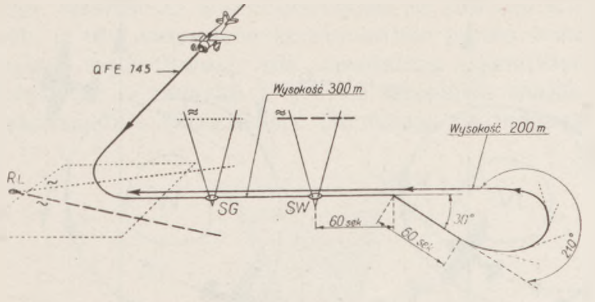
Wadami tego ostatniego systemu są:

1) uzyskiwanie wskazań tylko w określonym kierunku lotu oraz

2) skomplikowany sprzęt przy ziemi.

Jak widać z powyższego zestawienia poszczególne systemy radionamiarowania wzajemnie się dopełniają, w związku z czym najlepszym wyjściem jest stosowanie wszystkich trzech systemów jednocześnie.

W ten sposób np. w większości państw europejskich samoloty posiadają zapewniające im niezależność namierniki własne, poza tym dzięki stacjom korespondencyjnym mogą korzystać z namierników naziemnych, które dają większą dokładność obliczeń; system kierunkowego promieniowania znajduje zastosowanie w bezpośredniej bliskości lotnisk, w urządzeniach do lądowania przy zmniejszonej widoczności zewnętrznej i w nocy.



Rys. 7. Schemat lądowania na radiolatarnię.

W celu ułatwienia namiarowania własnego w Europie powstała ostatnio sieć radiolatarni niekierunkowych rozmieszczonych u wierzchołków wzajemnie na siebie nachodzących trójkątów (rys. 3). Trzy radiostacje każdego trójkąta posiadają jedną i tę samą długość fali oraz pewną określoną okresowość terminów pracy. W ten sposób można wykonać z samolotu dwa lub trzy namiary nie przestrajając namiernika.

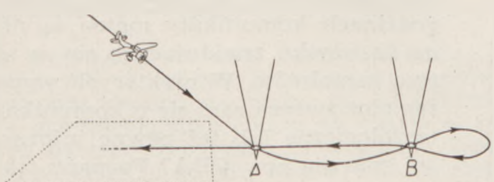
Lądowanie przy zmniejszonej widoczności.

Przechodząc do urządzeń lądowania przy zmniejszonej widoczności zewnętrznej, można podać jako najbardziej charakterystyczne sposoby lądowania w tych warunkach:

1) lądowanie w razie możności przebijania chmur bezpośrednio nad lotniskiem,
2) lądowanie na ZZ.
3) lądowanie przy pomocy radiolatarni,
4) lądowanie systemem Hegenbengera.

Przy pierwszym sposobie samolot zostaje sprowadzony w bezpośrednie sąsiedztwo lotniska przy pomocy radiostacji lotniskowej i po otrzymaniu sygnału „QFH“, co oznacza „przebijajcie chmury“, zniża się, a po przebiciu chmur i uzyskaniu dobrej widoczności daje znak „QBH“ — „lecę pod chmurami“ i ląduje jak w warunkach dobrej widoczności.

Lądowanie systemem ZZ (rys. 4) stosuje się, gdy dolna warstwa chmur zakrywa częściowo przeszkody na lotnisku i w pobliżu. Zwykle stosuje się system ZZ, gdy odległość widzenia jest większa od 500 m, a podstawa chmur wyższa od 50 m. Nie wyłącza to jednak stosowania systemu ZZ i w gorszych warunkach, gdy samolot, czy to z braku paliwa, czy też z innych przyczyn, nie może odbyć lotu na inne lotnisko lub też nie może skorzystać np. z pomocy radiostacji lotniskowej. Przy lądowaniu na ZZ przy pomocy nadajnika lotniskowego ustala się ścisły kierunek nadlotu na lotnisko po uprzednim podaniu samolotowi danych o kierunku tego nadlotu, kierunku wiatru i ciśnieniu atmosferycznym, panującym na lotnisku (ustawienie wysokościomierza). Sygnał ZZ wskazuje, kiedy samolot ma wyłączyć gaz i lądować.



Rys. 8. Schemat lądowania wg. systemu Hegenbengera.

System lądowania przy pomocy radiolatarni (rys. 5, 6, 7) jest bardziej udoskonalony, gdyż umożliwia lądowanie bez potrzeby prowadzenia korespondencji z ziemią co do kierunku lądowania. Korespondencja ta ogranicza się tylko do otrzymania pozwolenia na lądowanie i wielkości ciśnienia atmosferycznego na lotnisku.

Teoretycznie przy lądowaniu z latarnią można wykorzystać również styczne do lotniska pola ekwipotencjalne, utworzone przez fale latarni; praktycznie jednak nie bywają one wykorzystane. Lotnik otrzymuje tylko z radiolatarni ścisły kierunek lądowania oraz dodatkowe znaki sygnału wstępnego i głównego, które mu wskazują kiedy ma przechodzić w lot ślizgowy oraz kiedy musi wyrównać samolot i lądować. Sygnały wstępny i główny stanowią razem z radiolatarnią całokształt urządzenia do lądowania.

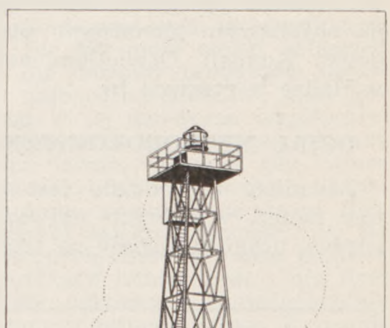
W związku z powyższym samolot lądujący w warunkach zmniejszonej widoczności musi być zawsze zaopatrzony w bardzo dobry zespół przyrządów pokładowych, jak szybkościomierz, wariometr, wysokościomierz i żyroskopowy wskaźnik kursu, który pilot zgrywa ze wskazaniami radiolatarni.

System Hegenbengera (rys. 8) jest uproszczonym systemem radiolatarni i używany jest przeważnie w Ameryce na lotniskach polowych.

DZIAŁ SYGNALIZACJI ŚWIETLNEJ

Oświetlenie szlaków i lotnisk wyprzedziło użycie radia w lotnictwie i wprowadzone było już przy pierwszych lotach nocnych. Następnie jednak w sprawach oświetlenia lotniczego nastąpił jak gdyby pewien kryzys: reklamowane zasięgi latarń lotniczych w czasie dobrej pogody nie dawały lotnikom prawie żadnych istotnych korzyści, zaś przy złej pogodzie zmniejszały się tak znacznie, że je całkowicie bagatelizowano i niedoceniano. Mogło się zdawać, że rozwój radia i przyrządów pokładowych całkowicie usunie potrzebę oświetlenia przynajmniej szlaków lotniczych, pozostanie zaś tylko oświetlenie lotnisk oraz samych samolotów.

Przewidywania te nie były słuszne. Światło na szlakach okazało się potrzebne, jako czynnik sprawdzający radio i przyrządy i to właśnie w czasie złej pogody, w związku z czym obecnie za-



Rys. 9. Latarnia lotnicza na szlaku Warszawa — Poznań.

sięgi latarń przelicza się na najgorsze warunki atmosferyczne i rozstawia się te latarnie tak gęsto, aby lotnik popełniający pewne dopuszczalne odchylenie w kierunku lotu znalazł się zawsze w zakresie zasięgu tych latarni. Pierwszym szlakiem lotniczym w Polsce oświetlonym według tych zasad jest szlak Warszawa — Poznań z 10 latarniami (rys. 9); w St. Zj. Am. Płn. liczba latarń na szlakach wynosi obecnie 1918, w Niemczech zaś 220.

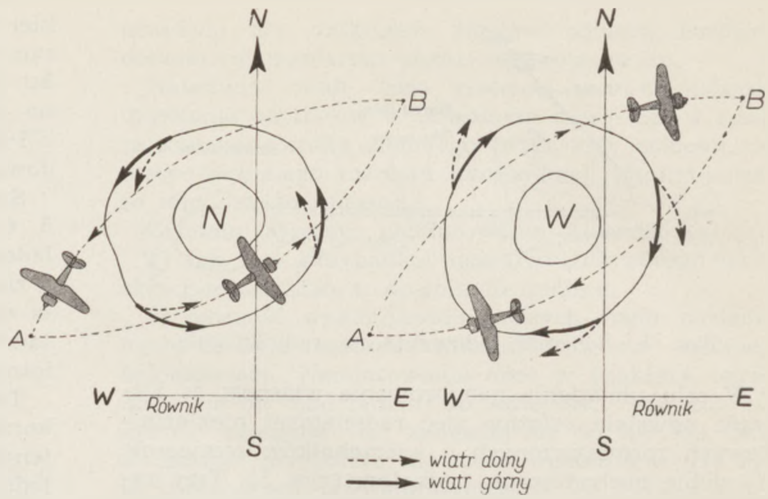
Bardzo ważną rolę odgrywa ponadto na szlakach lotniczych oświetlenie przeszkód. Oświetleniu według zaleceń Międzynarodowej Komisji Oświetleniowej podlegają wszystkie przeszkody wyższe ponad 60 m. Szczególną wagę należy przywiązywać do oświetlenia oddzielnie stojących wież radiowych, kominów itp.

W oświetleniu lotnisk poza znanymi ogólnie światłami granicznymi, przeszkodowymi liniami świateł lądowania, reflektorami lotniskowymi oraz oświetlonymi wskaźnikami kierunku lądowania, obecnie wprowadzane są światła podejściowe. Są to światła przeznaczone do wskazywania najlepszego kierunku lądowania. Światła te wiążą się zwykle z kierunkiem lądowania na radiolatarnię. Na razie brak jest jeszcze jakichkolwiek norm w tym kierunku. Sprawa ta jest nowa i rozwiązywana w poszczególnych państwach zupełnie indywidualnie. We Francji np. stosuje się tak zwane reflektory podejścia. Są to reflektory o dużym rozproszeniu ustawione na granicy lotniska w kierunku nadlatujących samolotów. W Niemczech używane są w tym celu reflektory bardzo dużej mocy, zakreślające stożek skierowany ku górze w miejscu ustawienia głównego sygnału radiolatarni; poza tym przy pomocy reflektorów z lampami rtęciowymi lub też sodowymi wytyczane są linie łączące sygnał wstępny radiolatarni z sygnałem głównym i granicą lotniska. W Polsce montuje się tytułem próby na lotnisku Okęcie reflektor systemu niemieckiego o światłości czterdziestu paru milionów świec.

Należy się spodziewać, że sprawy dotyczące świateł podejściowych tak ważne dla zapewnienia bezpieczeństwa lądowania będą ujęte w formie zleceń na najbliższym plenarnym posiedzeniu Międzynarodowej Komisji Oświetleniowej, które odbędzie się w Hadze w czerwcu br.

DZIAŁ METEOROLOGICZNO-NAWIGACYJNY.

Zadaniem tego działu jest wydawanie komunikatów meteo, w których najważniejszą rolę odgrywa sprawa prognoz pogody na trasie i na lotnisku docelowym. Bardzo wielką pomocą przy zestawianiu tych komunikatów, poza danymi synoptycznymi zbieranymi na terenie wszystkich państw leżących na danym kontynencie, są metodycznie przeprowadzane kilka razy dziennie na wszystkich poważniejszych lotniskach loty aerologiczne.



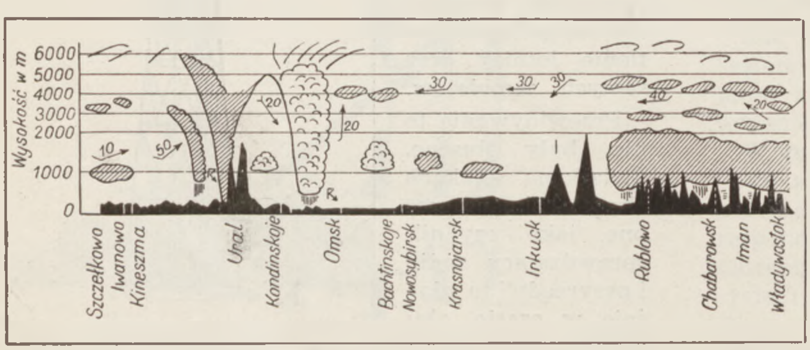
Rys. 11. Wybór trasy lotu w zależności od rozkładu wyżów i niżów
Dzięki wyborowi właściwej trasy uzyskuje się sumowanie szybkości wiatru i samolotu i skrócenie przelotu.

Komunikaty meteo w formie map synoptycznych a często i przekrojów meteorologicznych trasy lotu (rys. 10) są dla lotników w wielu wypadkach wskazówką co do kierunku i wysokości lotu. W grę tu wchodzi rozkład chmur i wiatrów na szlaku oraz izoterm. Zostało stwierdzone, że najniebezpieczniejsze zjawisko meteorologiczne, a mianowicie obmarzanie samolotu, ma miejsce koło izotermy 0° C, skąd wniosek, iż izoterma ta musi być przecinana, o ile jej w ogóle nie można ominąć, pod kątem najbardziej zbliżonym do prostego; poza tym w niektórych przypadkach opłaci się nawet przedłużyć drogę, aby tylko obszar niebezpieczny pod względem obmarzania samolotu przejść po najkrótszej linii (rys. 12).

Ostatnio w celu mierzenia wysokości pułapu chmur w porze nocnej zostały zastosowane tzw. reflektory chmurowe, rzucające jasną plamę na dolną powierzchnię chmury. Plama ta zostaje następnie znamiarowana ze znanej od reflektora odległości.

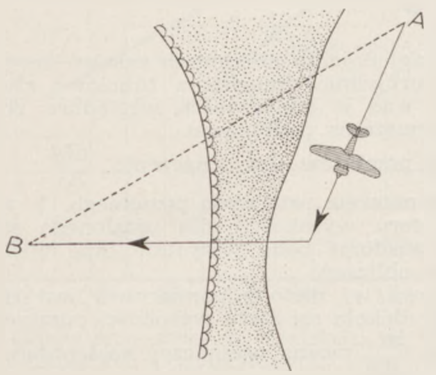
Dla skuteczności komunikatów meteo konieczne jest ich najszybsze rozpowszechnienie, w związku z czym dział meteo musi korzystać w możliwie szerokiej mierze z jak najlepszych środków łączności. Zwykle pilot otrzymuje komunikat meteo przed lotem, poza tym w pewnych określonych godzinach komunikaty meteo są nadawane do użytku znajdujących się w powietrzu samolotów. W niektórych wypadkach samolot zwraca sam się o komunikaty meteorologiczne lub też pewne informacje w tej sprawie np. „QBA? Poznań“ (jaka jest widzialność w Poznaniu?); „QBA Poznań 1000“ (widzialność w Poznaniu wynosi 1000 m) itp. W razie niebezpieczeństwa (burze, mgły itp.) nadawane są oczywiście specjalne komunikaty alarmowe.

W Stanach Zjednoczonych Am. Półn., gdzie prawie wszystkie szlaki obsługiwane są przy pomocy radiolatarni dalekiego



Rys. 10. Przekrój meteorologiczny trasy lotu.

zasięgu, latarnie te wykorzystywane są również w ten sposób, iż dla nadawania komunikatów meteo stosuje się niższą częstotliwość, niż zasadniczą częstotliwość radiolatarni; w związku z tym na samolocie znajdują się odpowiednie filtry, które pozwalają na jednoczesny odbiór kierunku oraz komunikatu meteo przez poszczególnych członków załogi. Poza tym w Stanach istnieje 80 specjalnych radiostacji, przeznaczonych wyłącznie do nadawania komunikatów meteorologicznych dla lotnictwa.



Rys. 12. Trasa lotu przez front ciepły w zimie.

Ostatnią sprawą, którą należy poruszyć po przejrzeniu wszystkich działów organizacji bezpieczeństwa jest sprawa gospodarczości tej organizacji. Oczywistą jest rzeczą, że tak skomplikowana służba nie może być rzeczą tanią, że wymaga ona znacznych kosztów zarówno inwestycyjnych jak też i eksploatacyjnych, że musi ona posiadać pewną odpowiednio wyszkoloną i do tej organizacji przywiązaną obsługę, a więc obsługę, której nie można dostać za tanie pieniądze. Mimo to racjonalnie prowadzona organizacja bezpieczeństwa nie jest rzeczą drogą, zaś udział kosztów eksploatacyjnych tej organizacji w ogólnych kosztach całego przedsiębiorstwa komunikacji lotniczej nie powinien przekraczać podobnego udziału kosztów służby bezpieczeństwa np. w przedsiębiorstwie kolejowym, gdzie wydatki na służbę bezpieczeństwa są ogólnie zrozumiałe i przeprowadzenie ich nie wywołuje nigdy żadnych sprzeciwów. Udział ten waha się mniej więcej w granicach 15 do 20%.

Czynnikami obniżającymi poważnie koszty organizacji służby bezpieczeństwa jest ujednostajnienie środków bezpieczeństwa i to nie tylko w skali państwowej, ale i międzynarodowej, następnie zaś jak najdalej posunięta praca naukowa, pozwalająca na dobór najbardziej celowych rozwiązań w tej dziedzinie i na unikanie kosztownych i nieprzemyślanych eksperymentów.

Organization of Traffic and Safety in Air Transport

Summary

The comparatively high standard of safety attained in air transport is the result of a highly specialized safety service. Examples show the development and organization of such services in the German and American aviations. This service must be divided into the following sections: communication between airports, communication from plane to ground and vice versa, aviation lighting, navigation and meteorology.

The functioning of all these sections is considered in some detail. The communication between plane and ground is necessary for position finding and blind landing. The necessity of special maps for long distance navigation is shown. Various means must cooperate to ensure the best results as for instance radio and aviation lighting, both especially important when landing at bad visibility. The proper functioning of the meteorological service requires a satisfactory communication between airport and planes. The functioning of all these sections must be coordinated which is accomplished by a special service.

Współpraca wielkich firm naftowych z komunikacją lotniczą

Bywalcy, odwiedzający wielkie zagraniczne porty lotnicze, podświadomie muszą łączyć komunikację lotniczą z wielkimi firmami naftowymi; wrażenie to nasuwają im cysterny samochodowe, umundurowana obsługa, reklamy i inne znaki, stanowiące nieodłączną składową krajobrazu każdego portu lotniczego, nawet na najdalszych zakątkach kuli ziemskiej. Nieodparcie nasuwa się przypuszczenie o kolosalnych zyskach, jakie musi ciągnąć przemysł naftowy z komunikacji lotniczej, tylko bowiem one mogłyby mu zagwarantować pokrycie wydatków, łączących się z utrzymywaniem wszędzie dużych zapasów paliwa i wykwalifikowanej obsługi. Zdanie takie jest błędne, zaś przemysł naftowy znajduje podnietę do współpracy z lotnictwem z innych źródeł.

Mimo ogromnego rozwoju lotnictwa udział produktów lotniczych w ogólnej produkcji koncernów naftowych wypada stosunkowo nikły, tak że pokaźne zyski, jakie te przedsiębiorstwa ciągną, są oparte w znakomitej części na zapotrzebowaniu samochodów. Zyski te są dostatecznie duże na to, aby można było na nich oprzeć akcję propagandową, nawet taką, której wyników należy oczekiwać dopiero w dalszej przyszłości. Taką swojego rodzaju akcją propagandową jest współpraca firm naftowych z komunikacją lotniczą.

Współpracując z komunikacją lotniczą, firmy naftowe wychodzą ze słusznego założenia, że rozwój tej komunikacji na skalę, nieporównanie przewyższającą obecny stan rzeczy, jest najzupełniej pewny. Gdy czasy te nadejdą, lotnictwo nie będzie już dzisiejszym „detalicznym" klientem a stanie się wielkim odbiorcą produktów naftowych, przysparzającym dostawcom tych produktów odpowiednie zyski. Przewidując to, wielkie koncerny naftowe budują fundament pod tą współpracę, uważając, że w owych, nie tak może nawet odległych czasach, pierwszeństwo dla dostawy produktów naftowych będą miały firmy najbardziej „osiadłe", które poniosły największe zasługi w tej dziedzinie współpracy.

Współpraca firm naftowych z komunikacją lotniczą rozpoczęła się już bardzo dawno, wówczas, gdy lotnictwo komunikacyjne stawiało dopiero pierwsze kroki i gdy wkroczenie na tę drogę wymagało ze strony firm naftowych znacznie większej dalekowzroczności, niż jej trzeba w warunkach obecnych. Były to czasy pionierskie nie tylko dla komunikacji lotniczej ale i dla firm naftowych, które musiały pokonywać niejednokrotnie wielkie trudności, związane z dostawą paliwa do niedostępnych i dziko położonych portów lotniczych, utrzymywać obsługę w zapadłych zakątkach świata, utrzymywać i odnawiać zapasy paliwa, zabezpieczające możność zaopatrzenia samolotu w paliwo w najmniej nawet prawdopodobnych wypadkach wylądowania samolotu na takim zapadłym lotnisku. Ponadto musiała być opracowana specjalna technika zasilania samolotów paliwem, skracająca konieczny do tego celu postój samolotów do minimum.

Bez przesady można stwierdzić, że rozbudowa światowej sieci komunikacji lotniczej odbywała się przy udziale firm naftowych, a osiągnięcie dzisiejszego rozwoju komunikacji lotniczej jest w wybitnym stopniu ich zasługą.

Inż. Jan Tuszyński.

Przegląd techniki lotniczej

Czasopisma

Wpływ strumienia zaśmigłowego i klap na odchylenie strug oraz na ciśnienie prędkości na usterzeniu*)

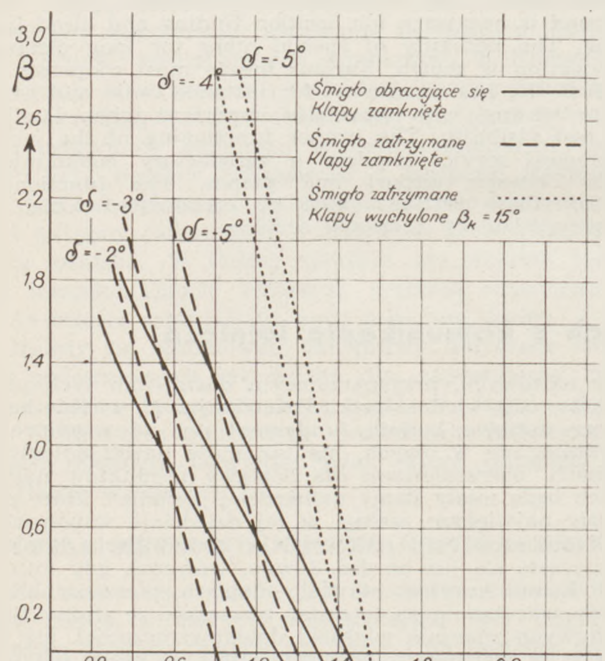
E. Eujen

Flugmessungen über den Einfluss von Schraubenstrahl und Landeklappenanstellung auf Abwind und Staudruck am Höhenleitwerk. Luftfahrtforschung, Band 16, Lf. 1 1939, str. 38.

Znajomość opływu na usterzeniu jest konieczną do obliczenia stateczności podłużnej. Usterzenie pracuje w strumieniu niejednolitym wzdłuż swej rozpiętości tak co do kierunku strug jak i szybkości. Czynniki te zmieniają się ze zmianą cyrkulacji na skrzydle, która z kolei zależy od strumienia zaśmigłowego oraz wychylenia klap.

Dotychczasowe badania w locie stwierdzały jedynie zmianę stateczności podłużnej, wywołaną przez strumień zaśmigłowy, bez wnikania w przyczyny. Wynikało to z technicznych trudności pomiarowych.

Ostatnio wypróbowano nową metodę pomiarową, która umożliwia zbadanie zjawiska opływu na usterzeniu w wypadku, kiedy cyrkulacja na płacie zmienia się pod wpływem strumienia zaśmigłowego względnie wychylenia klap.



Rys. 1. Kąt wychylenia steru wysokości β w zależności od c_y dla śmigła zatrzymanego, obracającego się oraz dla wychylenia klap $\beta_k = 15^0$, przy różnych położeniach statecznika poziomego (δ)

*) W dotychczasowych pomiarach odchylenia strug oraz ciśnienia prędkości w locie mierzono ciśnienia na samym usterzeniu, względnie przy pomocy sondowania, w jego okolicy. Podana przez autora nowa metoda korzysta w tym celu z pomiarów momentu podłużnego drogą zmiany położenia środka ciężkości przy pomocy ciężaru przesuwalnego w locie.

Po uwzględnieniu niektórych założeń powyższa metoda ma uzupełnić dmuchania tunelowe stwierdzając przyczynę wad w stateczności względnie zbyt dużej zmiany wyważenia podłużnego.

Celem pomiarów jest oznaczenie $\frac{di_H}{d\beta}$ (i_H = kąt natarcia usterzenia poziomego, β = kąt wychylenia steru wysokości) dla ustalonego stanu lotu, przez co wiadome będą wszystkie inne wielkości potrzebne do obliczeń.

Podstawą tej metody pomiarowej jest równowaga momentów dokoła osi steru wysokości puszczonego luźno. Iloraz $\frac{di}{d\beta}$ można wyznaczyć następująco: mierzymy wychylenie steru wysokości odpowiadające pewnemu położeniu statecznika (a więc zmiana i_H) w ustalonym locie oznaczonym przez pewien kąt natarcia skrzydeł oraz posuw śmigła, przy czym nie zmienia się również ciśnienie prędkości na usterzeniu.

Musimy przy tym ustalić zaburzoną przy każdej zmianie położenia statecznika równowagę momentów podłużnych przez przesunięcie środka ciężkości.

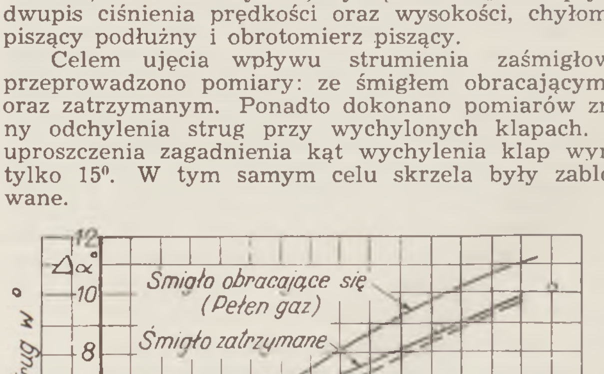
Na podstawie otrzymanych wartości i_H można wypowiedzieć się, co do zmian średniej wartości ciśnienia prędkości wyrażając to przez iloraz $\frac{q_H}{q}$

(q_H — ciśnienie prędkości na usterzeniu
q — ciśnienie prędkości na płacie).

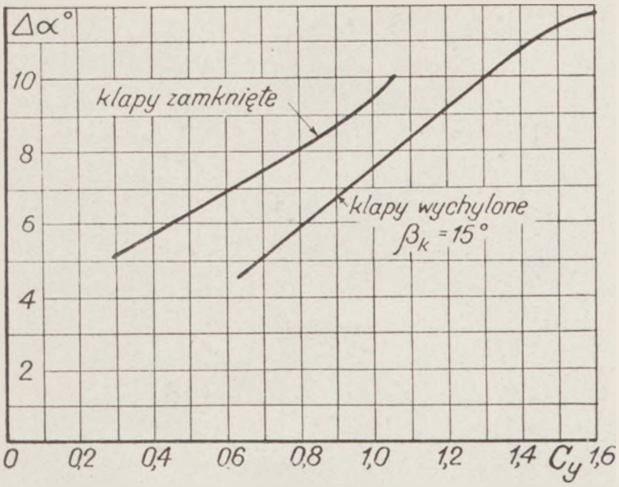
Pomiary przeprowadzono na dolnopłacie Kl 36 A. Wpływ momentów ciężarowych steru i urządzenia do sterowania usunięto przez wyważenie statyczne. Stały stosunek szerokości steru do szerokości całego usterzenia osiągnięto przez zmianę obrysu steru.

Ze względów pomiarowych i pilotażowych przeprowadzono pomiary przy każdorazowym stałym położeniu statecznika, zmieniając kąt natarcia przez zmianę położenia środka ciężkości przy pomocy przesuwania ciężaru o wadze 80 kg. Kąt nastawienia statecznika odczytywano w locie przy pomocy odpowiedniej sygnalizacji elektrycznej. Kąty wychylenia steru mierzono przy pomocy przyrządu samopiszącego z dokładnością do $\pm$ 0,05⁰. Z dalszych przyrządów użyto: optyczny dwupis ciśnienia prędkości oraz wysokości, chyłomierz piszący podłużny i obrotomierz piszący.

Celem ujęcia wpływu strumienia zaśmigłowego przeprowadzono pomiary: ze śmigłem obracającym się oraz zatrzymanym. Ponadto dokonano pomiarów zmiany odchylenia strug przy wychylonych klapach. Dla uproszczenia zagadnienia kąt wychylenia klap wynosił tylko 15⁰. W tym samym celu skrzela były zablokowane.



Rys. 2. Odchylenie strug $\Delta\alpha$ dla śmigła obracającego się i zatrzymanego w zależności od kąta natarcia skrzydła i.



Rys. 3. Odchylenie strug w zależności od c_y dla klap zamkniętych i wychylonych ($\beta_k = 15^0$).

Chcąc otrzymać dokładny obraz opływu w miejscu przejścia skrzydła w kadłub, bodajże najważniejszym ze względu na warunki pracy usterzenia, uzupełniono pomiary przez zamocowanie na płatach nitek, które następnie fotografowano w locie.

Wychylenie steru β mierzono zależnie od ciśnienia prędkości przy dwóch względnie trzech różnych położeniach statecznika, dla śmigła obracającego się oraz zatrzymanego (rys. 1).

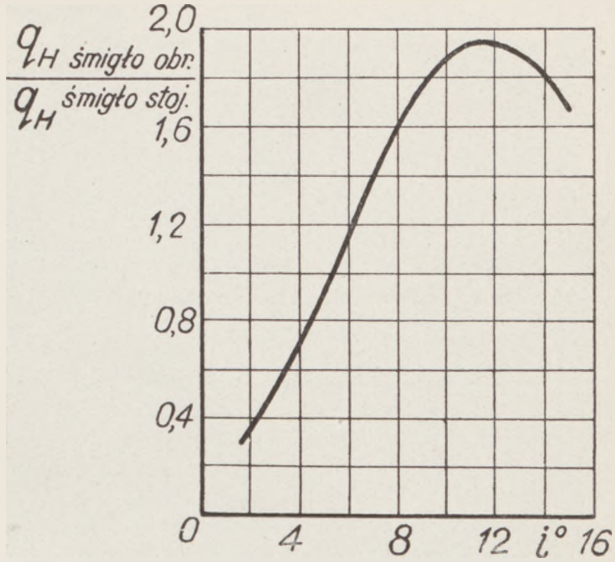
Znaczny wpływ strumienia zaśmigłowego na odchylenie strug widoczny jest na rys. 2, gdzie uzyskane wartości pomiarowe porównane są z teoretycznymi. Zgodność ich jest zadawalająca przy większych kątach natarcia. Przy mniejszych natomiast krzywa przebiega bardzo płasko tak, że przy ekstrapolacji prostoliniowej do wartości $\Delta\alpha = 0$ uzyskalibyśmy niewiarogodnie mały kąt natarcia dla $c_y = 0$. Oprócz tego naniesione są punkty pomiarowe uzyskane przy pomocy nitek (średnia arytmetyczna z lewego i prawego skrzydła).

Różnice krzywych dla śmigła obracającego się oraz stojącego przy małych kątach natarcia stwierdzono przy podobnych pomiarach tunelowych, a spowodowane one są zmniejszeniem się siły nośnej na płacie wskutek skręcenia strumienia zaśmigłowego. Wbrew spodziewanemu zwiększeniu się odchylenia strug przy klapach wychylonych pomiary wykazały tylko nieznaczną zmianę; w odniesieniu do wartości c_y odchylenie strug przy klapach wychylonych jest nawet mniejsze (rys. 3).

Wynik ten nie jest dosyć zrozumiałym bez dokładnej znajomości rozkładu siły nośnej skrzydła. Można przypuszczać, że z powodu wychylenia klap wypadkowa siła nośna jest blisko płaszczyzny symetrii samolotu i daje mniej pełny rozkład. Powoduje to, że odchylenie strug na miejscu płaszczyzny zawirowań wprawdzie rośnie, równocześnie jednak zwiększa się obniżenie tej płaszczyzny przy jednakowej całkowitej sile nośnej, tak, że w wyniku wpływ na usterzenie może być mniejszy. Pobieżna ocena dała przy $c_y = 1{,}0$ możliwe zmniejszenie się odchylenia strug do 20%, co w zupełności zgadza się z wynikami pomiarów.

Nie można jednak w ten sposób wytłumaczyć zmniejszenia się spływu przy małych wartościach c_y ponieważ wpływ obniżenia płaszczyzny zawirowań również zmniejsza się z malejącymi wartościami c_y. Przypuszczenie, że na skutek oderwania strug u nasady skrzydła przy małych c_y powstaje na środkowej części płata wklęśnięcie w wykresie rozkładu siły nośnej nie zostało potwierdzone przez badanie za pomocą nitek. U nasady skrzydła powstaje przy wychylonych klapach szpara, przez którą następuje wyrównanie ciśnień; jeżeli usuniemy szparę, następuje oderwanie strug. Ponieważ udział klap w sile nośnej przy małych c_y-kach znacznie wzrasta, znajduje wytłumaczenie silniejsza zależność kąta odchylenia strug od całkowitego spółczynnika siły nośnej.

Iloraz $\frac{di_H}{d}$ posiada dla śmigła stojącego i obracającego się przy klapach zamkniętych stałą wartość — 2,48, przy klapach wychylonych — 1,85 czyli o 25% mniej.



Rys. 4. Zmiana ciśnienia prędkości na usterzeniu wywołana przez strumień zaśmigłowy w funkcji kąta natarcia na płacie (na pełnym gazie).

Znaczna ta różnica jest wyrazem dużej zmiany kąta natarcia i ciśnienia prędkości na usterzeniu. Dokładne pomiary ciśnienia prędkości w zależności od kąta natarcia wykonano tylko dla śmigła obracającego się.

Punkty pomiarowe dla śmigła stojącego wykazały znaczny rozrzut. Widocznie przeważało tutaj tarcie w układzie sterowania nad momentem aerodynamicznym na sterze, tak, że ustawienie się steru było niepewne.

Stosunek ciśnienia prędkości dla śmigła obracającego się oraz śmigła zatrzymanego w zależności od kąta natarcia płata przedstawia rys. 4.

Gospodarcze znaczenie środków produkcyjnych w budowie konstrukcji powłokowych

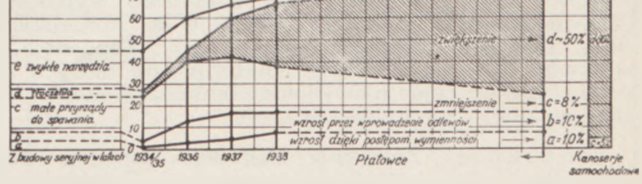
Ing. O. Oeckl

Der wirtschftlicheiche Einsatz von Betriebsmitteln in der Zellenfertigung, Luftwissen, luty 1939 r., str. 55—59.

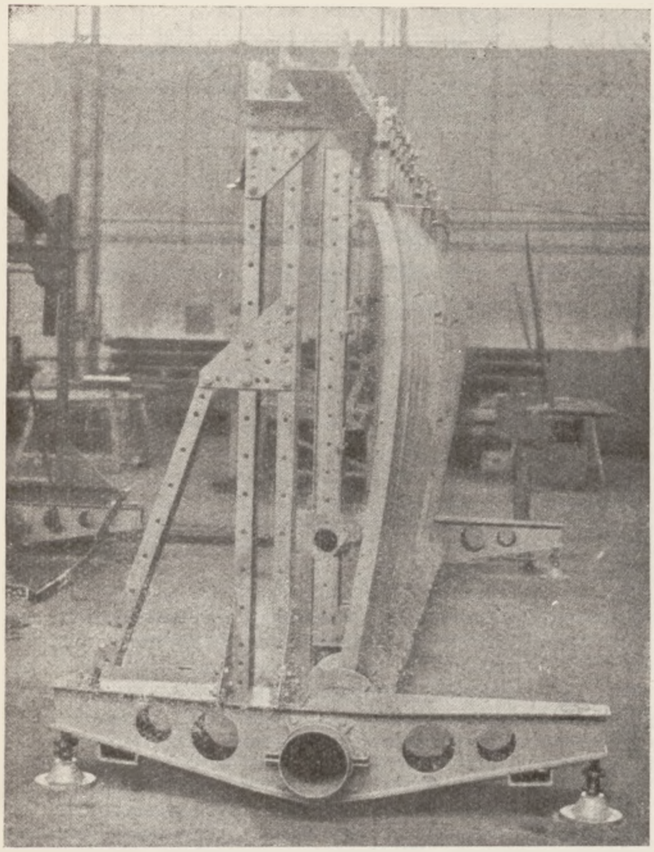
Pod nazwą środki produkcji autor rozumie wszystkie przyrządy, narzędzia i specjalne urządzenia, potrzebne wyłącznie do budowy płatowców; natomiast urządzenia spotykane i w innych dziedzinach przemysłu pod tę nazwą nie podpadają. Dawniej wszystkie środki produkcji nazywano przyrządami; dziś termin ten zacieśnił się do jednej tylko grupy.

Tablica 1.

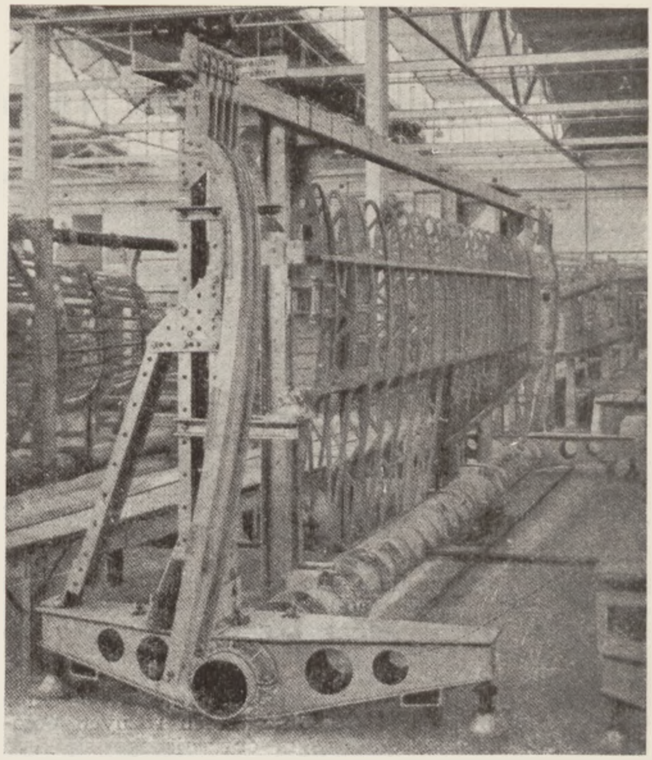
Udział różnych środków produkcyjnych w konstrukcjach powłokowych.



a. Obrysy i przyrządy służące do nadania dokładnych kształtów, a także urządzenia wynikające z warunku wymienności, dzięki którym udział tej grupy pozostaje na tym samym poziomie.
b. Wszystkie urządzenia obrabiarkowe.
c. Wszystkie urządzenia dla wyrobu wręg, żeber itd.
d. Wszystkie narzędzia dla mechanicznej obróbki blachy.
e. Zwykłe narzędzia.
f. Wszystkie urządzenia montażowe.



Rys. 1. Przyrząd skrzydłowy. Śruby w podstawie zapewniają prawidłowe ustawienie przyrządu. Rolki służące do transportu przymocowane są na stałe. Nadbudowa na ramie zasadniczej jest zrobiona z otwartych profili.



Rys. 2. Przyrząd skrzydłowy — ten sam co na rys. 1 po założeniu szkieletu skrzydła. Widoczne są kontury poprzeczne, do których umocowane są żeberka. Ważne to jest w wypadku skrzydła z żeberkami dzielonymi wskutek istnienia dźwigarów. Im więcej jest podziałów, tym większe znaczenie posiada przyrząd zabezpieczający prawidłowe ustawienie.

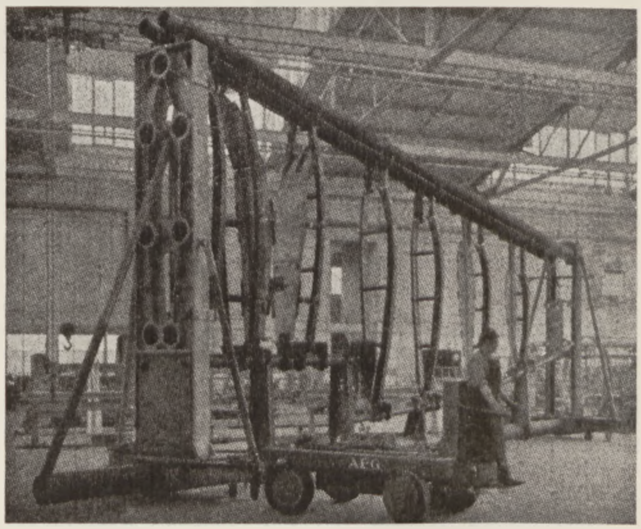
Tablica 1 pokazuje znaczenie różnych środków produkcji i ich udział w budowie konstrukcji powłokowych. Na osi rzędnych naniesiono procentowe udziały różnych środków produkcji, a na osi odciętych lata, przy czym autor przedłuża wykres poza r. 1938, wskazując tendencję rozwojową różnych środków.

Z prawej strony wykresu podane są wartości procentowych udziałów różnych środków produkcji w budowie karoserii samochodowych.

Aby nie powiększać wydatków na środki produkcji, należy dążyć do pracy najtańszymi metodami, jakimi są bez wątpienia wszelkie tłoczenia. Rozwój środków produkcji jest jasny z rysunku: grupa urządzeń tłoczeniowych *d* będzie wypierała inne droższe metody; niektóre grupy zredukują się; inne pozostaną stałe. Grupa *d* (urządzenia tłoczeniowe) nie osiągnie jednak takiego dużego udziału, jaki ma miejsce w budowie karoserii; ze względu na konieczność budowy tzw. dużych przyrządów, które w budowie płatowców zawsze będą odgrywać poważną rolę.

Nakłady przy urządzaniu warsztatu będą więc głównie wynikać z urządzeń do tłoczenia i z dużych przyrządów; małe przyrządy będą stopniowo wypierane. Obecnie spotyka się nawet tendencję do zmniejszenia ilości tłoczenia przez normalizację ich. Tendencje te wpływają również i na konstruktorów, od których żąda się, aby operując niewieloma elementami mogli uzyskać możliwie jak najwięcej części.

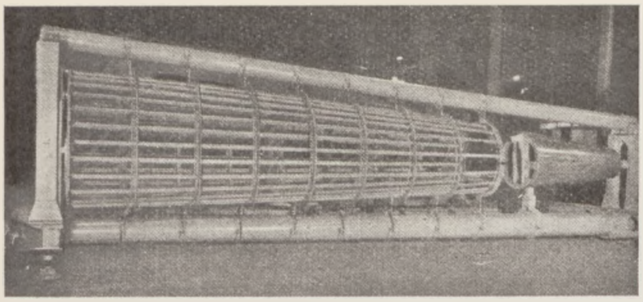
T ł o c z e n i e. Znaczenie tłoczenia tłumaczy duża oszczędność czasu przy budowie seryjnej. Z tego punktu widzenia należy dążyć do tego, aby wszystkie możliwe przyrządy zastąpić tłoczeniem. To samo dotyczy przedmiotów o większych wymiarach, gdzie tłoczenie jest niezastąpione. Koszty instalacji tłoczeniowych są tylko niewiele większe od kosztów produkcji na przyrządach.



Rys. 3. Przyrząd skrzydłowy.

W związku z dużym obciążeniem powierzchni płatowców, które wymagają blach o większej grubości, tłoczenie staje się obecnie najważniejszą metodą w środkach produkcji.

P r z y r z ą d y. Na drugim miejscu po tłoczeniu znajdują się wielkie przyrządy. Stosują się do nich wszystkie wymagania, a więc w sensie gospodarczym — całkowita normalizacja; zaś w technicznym znaczeniu— możność jak najszybszego montażu przyrządu. Poza tym przyrząd musi dawać pewność spełnienia przez produkowane części wymagań aerodynamicznych.

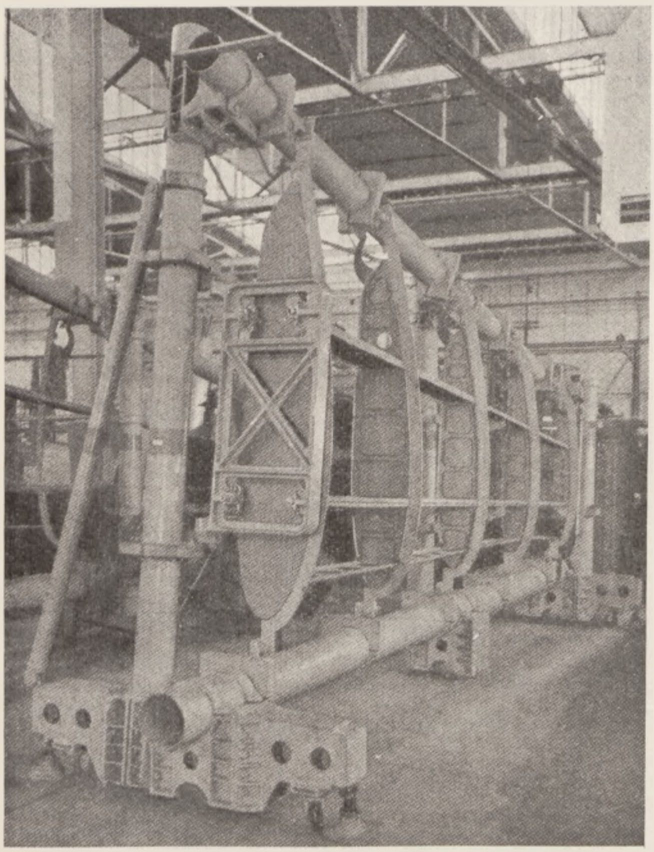


Rys. 4. Przyrząd dla kadłuba skorupowego.

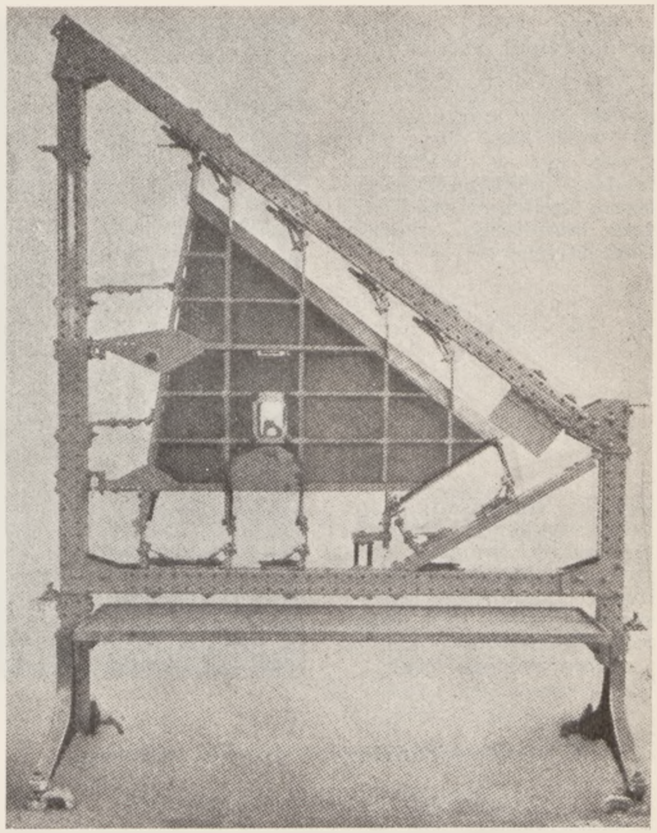
Normalizacja przyrządów i ich części powoduje spełnienie pierwszego technicznego warunku, tj. czas montażu przyrządu jest zredukowany. Warunek ten jest spełniony przy zastosowaniu właściwej podstawy. Jedynie przy odpowiedniej podstawie możliwe się stało urzeczywistnienie systemu ciągłego.

Najlepszym materiałem do budowy podstaw okazały się zwykłe rury kotłowe, które bez żadnej dalszej obróbki mogą być zamocowane w poprzecznych belkach. Ta budowa jest zwiastunem dalszej normalizacji. Przykład tego widzimy na rys. 5, gdzie łożyska są całkowicie znormalizowane, i z którego widać dążność do osiągnięcia wielokrotnego zastosowania danej części. Łożyska rur są wykonane z odlewów, obrobione i ześrubowane. Przez stosowanie podkładek można osiągnąć ułożenie ukośne w granicach $\pm 15^0$

Poza zagadnieniem wielokrotnego zastosowania zasadniczej ramy, zwrócono również uwagę na znormalizowanie uchwytów, ponieważ są one kosztownymi częściami przyrządów. Wszystkie części przyrządów są więc od siebie ściśle uzależnione. Co do części łączących, to mogą one mieć przekrój zamknięty lub otwarty.



Rys. 5. Przyrząd do budowy skrzydła. Rysunek pokazuje obecny stan normalizacji. Możliwość wielokrotnego zastosowania leży w okolicach 80%.



Rys. 6. Przyrząd do budowy steru kierunkowego. Rama zasadnicza zbudowana jest na zasadzie skrzynkowej. Uchwyty są znormalizowane.

Obydwa rodzaje zostały wypróbowane, jak to pokazują rys. 1, 2 i 6. Należy zaznaczyć, że dla małych i bardzo sztywnych przyrządów profile prostokątne znalazły większe zastosowanie. Rys. 3 pokazuje przyrząd z okresu 1935—1936 r. W międzyczasie budowa przyrządów poszła dalej i obecnie zamiast łożysk stosuje się imadła (rys. 5). Dalszym krokiem naprzód w tej dziedzinie jest rozwój rusztowań montażowych. Urządzenia tego rodzaju są pokazane na rys. 7. Dzięki takiej konstrukcji uzyskano możliwość powtórnego zastosowania wszystkich części.

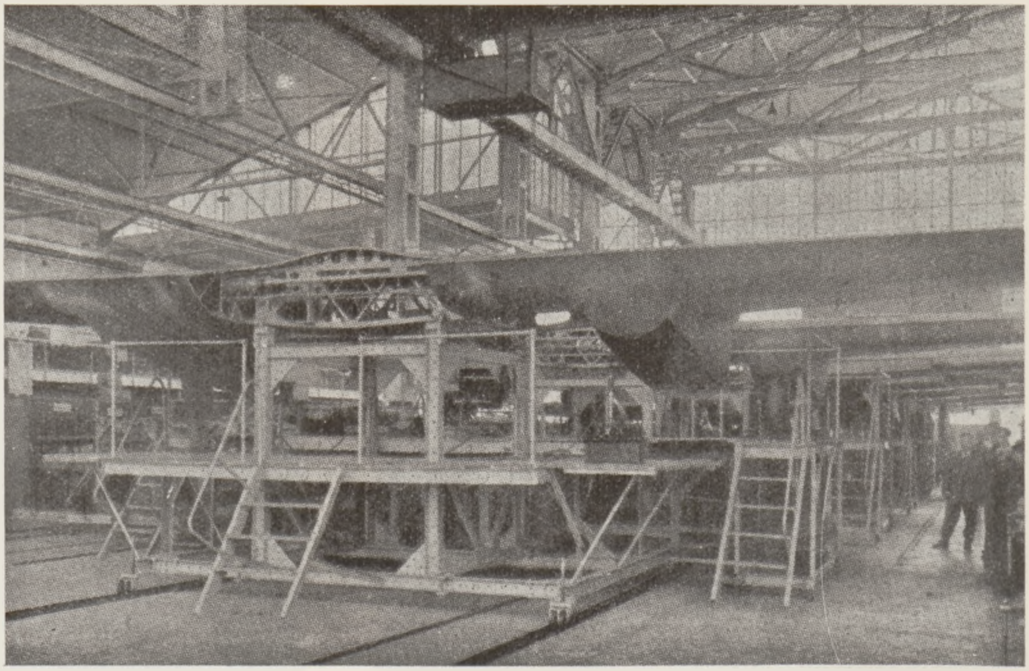
Jak dalece postąpiła normalizacja wykazuje tablica 2. Dzięki normalizacji osiągnięto duże oszczędności nie tylko na materiale ale i na robociźnie.

Tablica 2.

Przegląd powtórnego stosowania części przyrządów.

Rys. nr	Nazwa przyrządu	Ilość części w przyrządzie	Możliwa do powtórnego zastosowania		
			Ilość części	Wartość w %	Ciężar w %
4	Przyrząd kadłubowy	80	33	41	80
1	Przyrząd skrzydłowy	308	239	78	95
4	,, ,,	305	156	51	80
6	Przyrząd steru kier.	161	76	47	80
—	,, ,, ,,	42	35	83	95
7	Rusztowanie montaż.	—	—	100	100
		Średnio %		66	88

Celem takiej polityki produkcyjnej jest jak najlepsze wykorzystanie posiadanych środków. Z gospodarczego punktu widzenia ważne jest, aby posługiwać się w pierwszym rzędzie najekonomiczniejszymi środkami produkcji tzn. wszelkiego rodzaju tłoczeniem.



Rys. 7. Rusztowanie montażowe wykonane całkowicie według wymagań konstrukcji skrzynkowej. Możliwość powtórnego zastosowania 100%. Całe rusztowanie przesuwa się w miarę postępu pracy.

Wysokościomierz — sonda radiowa

L. Espenschied i R. C. Newhouse

A Terrain Clearance Indicator, Journal of the Aeronautical Sciences, luty 1939 r., str. 137—141.

Problem wysokościomierza lotniczego od dawna już zajmuje uwagę wynalazców i badaczy. Stosowany powszechnie barometr — aneroid osiągnął dziś wysoki stopień doskonałości i pozwala załodze samolotu utrzymać lot na zamierzonej wysokości w stosunku do pewnego poziomu odniesienia, wymaga jednak stałej kontroli ze względu na możliwe zmiany, jakim uległy ciśnienie i temperatura powietrza w czasie i przestrzeni od ostatniego uregulowania „zera" przyrządu.

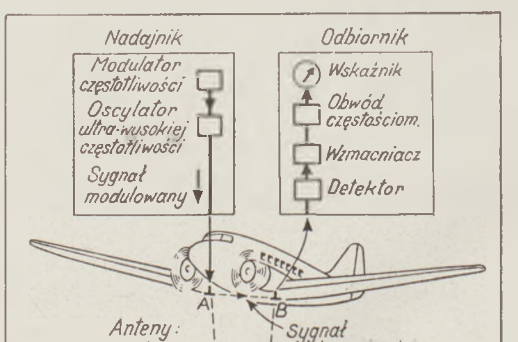
Ale największą jego wadą jest, że nie wskazuje bezpośrednio wzniesienia samolotu ponad terenem, załoga musi więc znać każdorazowe położenie samolotu i stale korygować wskazania wysokościomierza, uwzględniając wyniosłości terenowe. Oczywiście powoduje to znaczne trudności i było nieraz przyczyną zderzeń z ziemią.

Nie posiada tej wady wysokościomierz, oparty na zasadzie sondy dźwiękowej. Działanie jego polega na wysyłaniu z samolotu sygnału dźwiękowego, który po odbiciu od powierzchni terenu wraca do samolotu: czas, jaki upływa od chwili wysłania sygnału do chwili powrotu jego echa, jest miarą wzniesienia samolotu ponad terenem. Jednak hałas silnika i śmigła zagłusza słabe echo i nie pozwala na stosowanie tego urządzenia dla wysokości ponad ok. 200 m, a zresztą szybkość głosu jest niewystarczająca dla prawidłowego działania urządzenia ze względu na znaczną szybkość nowoczesnych samolotów. Np. dla wysokości 300 m — zanim echo powróci do odbiornika na samolocie, może on przelecieć już koło 200 m i znajdować się nad zupełnie innym terenem.

Całkowicie zmienia się postać rzeczy, jeśli zamiast fali dźwiękowej zastosować elektromagnetyczną. Szybkość jej jest tak duża, że „echo", odbite od powierzchni ziemi, wraca prawie natychmiast, a dobór odpowiednio krótkiej fali pozwala uniezależnić się od przeszkód, mających swe źródło w silniku, i uzyskać wysoki stopień odbicia od każdej stałej lub ciekłej powierzchni terenu, niezależnie od jej elektrycznego charakteru.

Zasada sondy elektromagnetycznej jest teoretycznie b. prosta. Nadajnik radiowy, umieszczony na samolocie, wysyła w kierunku powierzchni ziemi sygnał, którego częstotliwość zmienia się automatycznie — w określonym stosunku do czasu. Po odbiciu od powierzchni terenu sygnał (echo) wraca do samolotu z pewnym bardzo nieznacznym opóźnieniem równym ilorazowi podwójnej wielkości wzniesienia ponad terenem — przez szybkość rozchodzenia się fali elektromagnetycznej (3.10^8 m/sek.). W międzyczasie częstotliwość, promieniowana przez nadajnik, uległa już automatycznie pewnej zmianie i różni się od częstotliwości „echa" o określoną wielkość, proporcjonalną do czasu podróży „echa", a więc i do wysokości ponad terenem, na jakiej znajduje się samolot. Fala odbita — po odpowiednim elektrycznym wzmocnieniu w odbiorniku płatowca — zostaje nałożona na falę nadawaną, a różnica ich częstotliwości, występująca w postaci charakterystycznego zjawiska „dudnienia", zostaje zarejestrowana przez częstościomierz, wycechowany wprost w jednostkach wzniesienia samolotu ponad terenem.

W Stanach Zjednoczonych Am. Półn. usiłowano już od dawna zastosować praktycznie podaną wyżej teoretyczną zasadę (Bentley, Everitt, Hively, Murray, Newhouse, Corley, Espenschied), lecz dopiero odpowiedni postęp w dziedzinie radiotechniki, a przede wszystkim w budowie lamp katodowych wysokopróżniowych dla



Rys. 1. Schemat pracy wysokościomierza.

b. dużych częstotliwości — umożliwił skonstruowanie w laboratoriach Bell Telephone Lab. wysokościomierza elektromagnetycznego, opartego na zasadzie radiowej.

Pracuje on na częstotliwości około 500.000 kc, co odpowiada długości fali 60 cm. Zastosowanie tak krótkiej fali jest konieczne przede wszystkim z dwóch względów, pozwala na użycie anteny nadawczej i odbiorczej o b. prostej konstrukcji (dipole) i umożliwia uzyskanie wysokiego stopnia odbicia fali od powierzchni terenu.

Schemat działania urządzenia przedstawiony jest na rys. 1. Aparatura nadawcza składa się z oscylatora, wytwarzającego drgania elektryczne ultra-wysokiej częstotliwości; częstotliwość ta zmieniana jest rytmicznie za pomocą modulatora, który zawiera mały, obrotowy kondensator zmienny, napędzany silniczkiem. Oscylator jest sprzęgnięty z anteną nadawczą, umieszczoną na zewnątrz, na dolnej powierzchni samolotu, i promieniującą w kierunku ku ziemi.

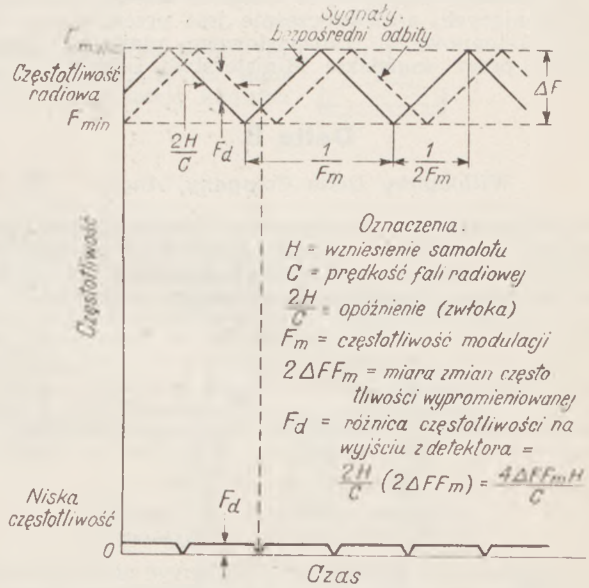
Radioodbiornik sprzęgnięty jest z drugą analogiczną anteną — odbiorczą, umocowaną w ten sposób, że chwyta pewien nieznaczny procent energii sygnału bezpośredniego z anteny nadawczej, oraz sygnał odbity z dołu. Oba sygnały bezpośredni i odbity — różnią się nieco częstotliwością, gdyż zanim drugi zdążył przebiec drogę do ziemi i z powrotem, pierwszy już zmienił swą częstotliwość wskutek stałego obrotu kondensatora w modulatorze nadajnika.

Wskutek nałożenia na siebie dwu różnych częstotliwości na wejściu do odbiornika powstają „dudnienia" o częstotliwości równej różnicy częstotliwości składowych. Detektor odbiornika wykrywa te dudnienia i podaje je do wzmacniacza. Im większa jest wysokość samolotu, a więc im dłuższa droga sygnału odbitego, tym dłuższy jest czas jego wędrówki i tym większa różnica pomiędzy jego częstotliwością a częstotliwością sygnału bezpośredniego, tym większa jest zatem częstotliwość dudnień. Dowolnej konstrukcji częstościomierz, umieszczony na wyjściu ze wzmacniacza odbiornika, wskazuje częstotliwość dudnień na skali, umocowanej w kabinie pilota i wycechowanej w jednostkach wysokości.

Na rys. 2 przedstawiono graficznie zasadę działania sondy radiowej. Linia ząbkowana ciągła obrazuje zmianę w czasie częstotliwości sygnału nadawanego, linia kreskowana przedstawia to samo dla sygnału odbitego (echa). Jest ona oczywiście przesunięta w prawo (wzdłuż osi czasu) w porównaniu do pierwszej — ze względu na opóźnienie echa. Różnica obu sygnałów przedstawiona jest w dolnej części wykresu (niska częstotliwość, zasilająca częstościomierz).

Na rysunkach w artykule oryginalnym pokazano poszczególne części aparatury, składającej się z odbiornika, zasilacza mocy, nadajnika, złącz, dwóch anten i indykatora (wysokościomierza) wraz z przełącznikiem zakresów. Indykator ma 2 skale od 0 do 5000 stóp i od 0 do 1000 stóp, obierane za pomocą odpowiedniego ustawienia przełącznika zakresów. Całość wraz z przewodami waży ok. 32 kg, a ciężar ten można jeszcze zredukować przy odpowiedniej konstrukcji.

W swej obecnej (eksperymentalnej) postaci sonda radiowa wskazuje wysokość pomiędzy 6 i 1500 m z dokładnością, wynoszącą w najmniej korzystnym wypadku (zsumowanie się wszystkich błędów) ± 9%.



Rys. 2. Teoria działania wysokościomierza.

W czasie przelotu nad wzbudzoną wodą, terenem zadrzewionym, miastami i t. p. sygnał bywa jednocześnie odbijany od powierzchni, leżących w różnych odległościach, wskutek czego powstaje zjawisko nakładania się, zmniejszające niekiedy intensywność echa poniżej minimum, koniecznego dla dokładnego wskazania. Spowodowane tym zjawiskiem zaburzenia w działaniu wysokościomierza występują jedynie przy wysokościach lotu powyżej 750 m, przy niższych zaś wskazania są zawsze prawidłowe, niezależnie od rodzaju terenu.

Dzięki reagowaniu przy małych wysokościach lotu na niewielkie objekty, jak kominy, wysokie budynki, zbiorniki gazu i t. p., wysokościomierz może przy złej widoczności zewnętrznej odegrać rolę wskaźnika położenia samolotu w stosunku do znanych pilotowi okolic.

Nowy sprzęt

Taurus II

Bristol Aeroplane Co., Anglia.

Firma Bristol podała ostatnio do wiadomości dane tego silnika, znanego już z wystawy paryskiej:

Średnica, skok, pojemność	127 mm, 142,9 mm, 25,4 l.
Moc, obroty, wysokość — międzynarodowe	870/910 KM, 2800 obr/min, 1520 m.
Moc, obroty, wysokość — maksymalne	1080 KM, 3225 obr/min, 1520 m.
Moc, obroty — startowe	1020 KM, 3225 obr/min.
Średnica gwiazdy	1775 mm.
Długość silnika	1070 mm.
Ciężar suchego silnika	570 kg.

Całkowicie okapotowany silnik ma średnicę 1208 mm. Jest to silnik specjalnie przeznaczony dla płatowców średnich wymiarów ale o wysokich wyczynach. Odznacza się zwartą budową — średnica jego jest mniejsza, aniżeli innych dwugwiazdowych silników tego rzędu mocy. Obroty wału wysokie. Wielka staranność, z jaką opracowano dynamiczne wyważenie silnika, dało w wyniku bardzo równą pracę.

Nowy silnik został już zabudowany w 4-silnikowym samolocie komunikacyjnym Fairey FC-1.

Hercules IV

Bristol Aeroplane Co., Anglia.

Hercules jest silnikiem specjalnym projektowanym dla lotnictwa cywilnego. Dane jego są następujące:

Średnica, skok, pojemność	146 mm, 165 mm, 37,7 l.
Moc, obroty, wysokość — międzynarodowe	1020/1065 KM, 240 obr/min, 1370 m.
Moc, obroty, wysokość — maksymalne	1240 KM, 2800 obr/min, 1680 m.
Moc, obroty — startowe	1400 KM, 2800 obr/min.

Silnik ten przebył ostatnio oficjalną próbę zdatności w angielskim Ministerstwie Lotnictwa z dodatnim wynikiem, zaś jeden egzemplarz został nawet poddany 250-godzinnej próbie wytrzymałości, równoważnej prze-

szło 70.000 km lotu na nowoczesnym płatowcu w warunkach maksymalnej oszczędności paliwa. Podczas tej uciążliwej próby dziesięciominutowe okresy pełnej mocy powtarzały się co każde 10 godzin. Moc otrzymana przy zakończeniu próby wytrzymałości była nawet większa od osiągniętej podczas jej trwania, wskazując na dobry stan silnika, co zostało potwierdzone w wyniku szczegółowych oględzin silnika po próbie.

Nowy Bristol Hercules IV został wybrany przez Imperial Airways dla nowych wielkich komunikacyjnych łodzi latających, a równocześnie jest przewidziany dla próby 31-tonnowego transportowego płatowca, zamówionego przez angielskie Ministerstwo Lotnictwa.

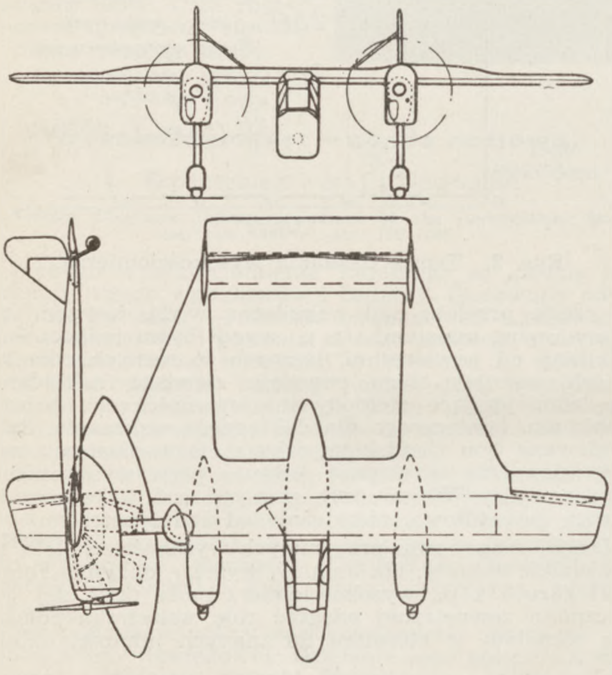
Delta 8

Willoughby Delta Company, Anglia.

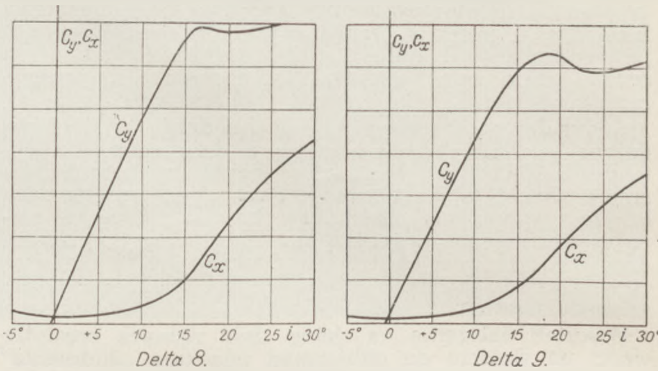
Projektowany przez wytwórnię Willoughby Delta Company pasażerski samolot „Delta 9" z punktu widzenia konstrukcyjnego i aerodynamicznego ma się odznaczać dwiema właściwościami, będzie mianowicie:

a) „nieprzeciągalny" i
b) jak najbardziej zbliżony do ideału latającego skrzydła.

Mimo skrupulatnych dmuchań okazała się potrzeba skonstruowania mniejszego modelu latającego. Model ten, nazwany „Delta 8", 2-osobowy samolot (rys. 1) został już zbudowany i obecnie jest w próbach. Samolot jest wykonany z drewna i posiada 2 silniki Pirate C 4 po 125 KM. Ciekawe są własności aerodynamiczne samolotów „Delta 8" i „Delta 9". Pomiary wykazały, że na małych kątach natarcia właściwe skrzydło niesie przeważną część ciężaru, natomiast skrzydła, będące właściwie belkami do umocowania sterów, niosą niewiele. Na dużych kątach natarcia natomiast znaczną



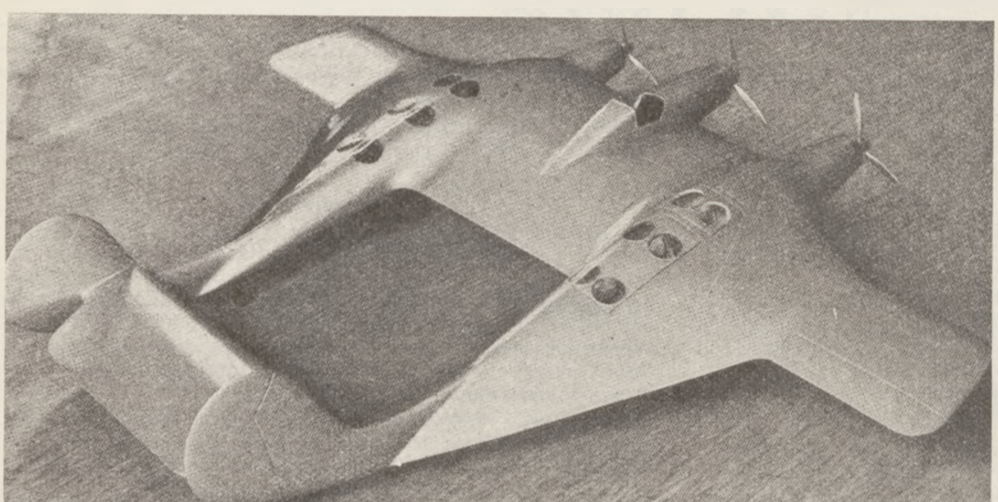
Rys. 1. Samolot „Delta 8".



Rys. 3. Wykresy $C_y — f(i)$ i $C_x — f(i)$ dla samolotów „Delta 8" i „Delta 9".

część ciężaru niosą boczne skrzydła (wykresy ciśnień na rys. 2). Przez zastosowanie na końcach skrzydeł profilu symetrycznego uzyskano to, że nawet na bardzo dużych kątach natarcia końce skrzydeł nie ulegają „przeciągnięciu", co bardzo polepsza sterowność na tych kątach (wykresy rys. 3). Określenie wartości współczynników siły nośnej i oporu jest dosyć trudne, należy bowiem w jakiś sposób uwzględnić boczne skrzydła jako część powierzchni nośnej. Np. współczynnik oporu odniesiony raz do powierzchni nośnej właściwej — drugi raz do powierzchni wszystkich elementów nośnych osiąga wartości znacznie od siebie różniące się.

Ciekawe, jakie wyniki dadzą badania w locie.



Rys. 2. Model 18-osobowego samolotu komunikacyjnego „Delta 9".

Samolot transportowy Benny Howard

Benny Howard

Dotychczasowe samoloty transportowe przerabiano ze starych i niezdatnych do dalszej służby samolotów komunikacyjnych.

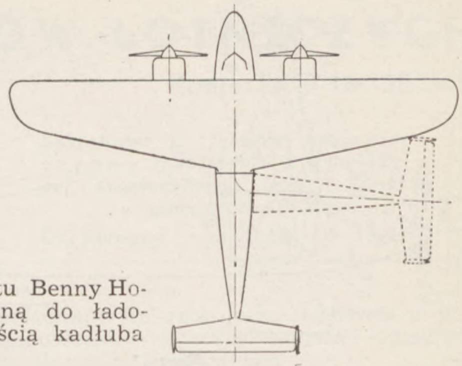
Ostatnio wytwórnia Benny Howard w U.S.A. wybudowała samolot transportowy o rozpiętości 25 m i długości 19 m, którego kadłub zawieszony na zawiasach dzięki odchylaniu swej tylnej części pozwala na załadowanie ładunku o wymiarach: 7,6 m długości oraz ponad 2,1 m wysokości i szerokości. Główną zaletą tego samolotu jest jego udźwig, dochodzący do 4000 kg przy szybkości 240 km/godz.

Podwozie trójkołowe ułatwiające załadowanie przy pomocy rampy, pozwala na bezpieczne starty i lądowania z tak dużym obciążeniem na małej przestrzeni.

Silniki zawieszone pod skrzydłami i umocowane na czterech sworzniach pozwalają na łatwy ich demontaż i szybką zamianę łącznie z gondolami zawierającymi

zbiorniki paliwa. Dzięki znormalizowaniu zamocowania silnika można użyć silników z samolotów pasażerskich, które przepracowały dozwoloną ilość 5000 godzin, lecz zdolne są jeszcze do dalszego użycia. Dotyczy to również śmigieł, których dopuszczalna granica pracy na samolotach pasażerskich wynosi 2500 godz.

Chociaż użytkowanie tego samolotu przewidziane jest głównie dla celów handlowych, to jednak otwierają się duże możliwości zastosowania jego przy dzisiejszej taktyce wojennej (wojna hiszpańska, zajęcie Albanii itd.) jako transportowca, do rozwijającego się coraz bardziej lotnictwa desantowego, a więc do przewożenia ciężko uzbrojonych oddziałów piechoty powietrznej, (spadochronowej) wszelkiego rodzaju sprzętu wojennego (nawet lekkich armat i czołgów).



Schemat samolotu Benny Howard z odchylaną do ładowania tylną częścią kadłuba

Patenty

Nr 27888. Kl. 62 c, 15/01. Dunlop Rubber Company Limited (Londyn, Wielka Brytania).

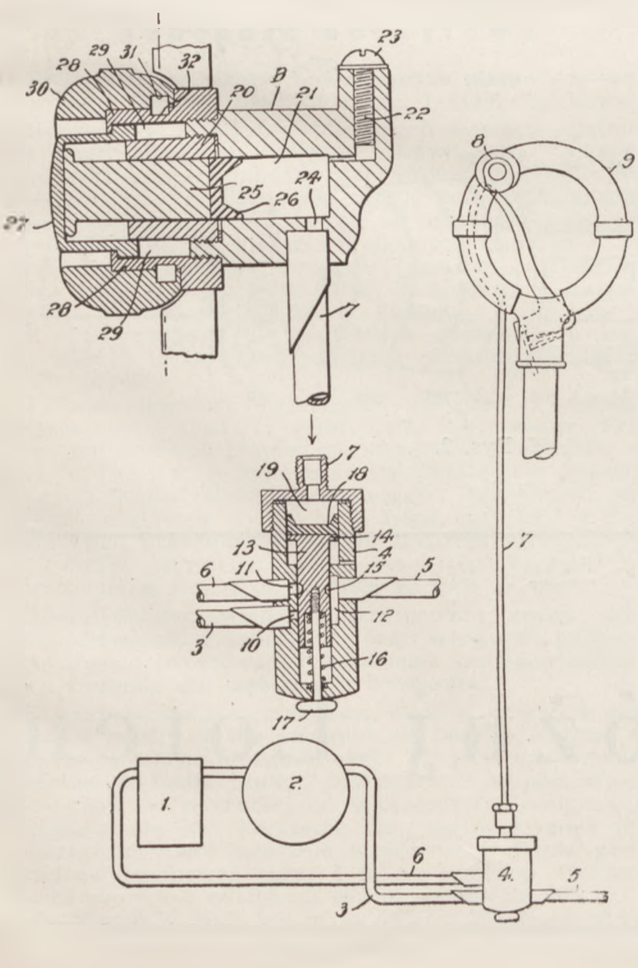
Urządzenie hydrauliczne do uruchamiania z odległości broni palnej na statku powietrznym.

Zgłoszono 5.XII. 1936 r. Udzielono 31.XII. 1938 r. Pierwszeństwo 19.II. 1936 r. (Wielka Brytania).

Urządzenie hydrauliczne do uruchamiania z odległości broni palnej itp. na statku powietrznym p/g wynalazku znamienne jest tym, że istnieją dwa układy cieczowe: jeden zawierający zbiornik *1*, pompę tłoczącą *2*, zawór odcinający *4* i przewody *5*, doprowadzające ciecz do uruchamianych karabinów lub t.p. oraz drugi — łączący urządzenie nastawcze (np. na drążku sterowym *9*) z zaworem odcinającym *4*.

Zaletą takiego rozdzielenia jest uniknięcie cieczy pod wysokim ciśnieniem w długich przewodach do urządzenia nastawczego, co powoduje dodatkowy opór przepływu, oraz stwarza niebezpieczeństwo upływu cieczy, gdy urządzenie nastawcze jest na elemencie ruchomym.

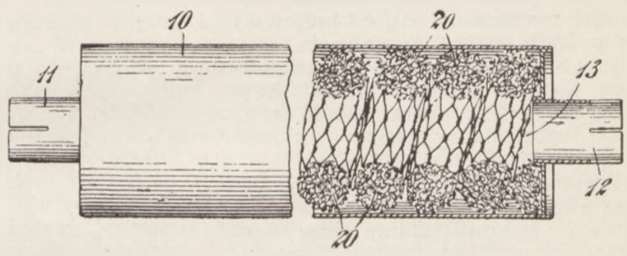
Zawór odcinający wykonany jest w postaci tłoczka *13*, utrzymywanego w górnym położeniu sprężyną. Ciśnienie słupa cieczy w przewodzie *7* na skutek przesunięcia tłoka *25* w urządzeniu nastawczym, powoduje obniżenie się tłoczka *13* i połączenie wycięciem *15* przewodu dopływowego *3* z przewodem *5* doprowadzającym ciecz pod ciśnieniem do karabinów lub innych urządzeń. Cofnięcie tłoka *25* powoduje podniesienie się tłoczka *13* i odcięcie przewodu dopływowego *3* i połączenie przewodu *5* z odpływowym *6*.



Nr 28057. Kl. 46 c⁶, 1/01. Servais Silencers Limited (Londyn, Wielka Brytania).

Tłumik do tłumienia dźwięków, wywołanych przepływem gazów

Przedmiotem wynalazku jest tłumik do silników spalinowych, znamienny tym, że tłumienie jest uzyskiwane w wyniku przepływu gazów przez rurę, posiadającą wewnątrz wkładkę z materiału oróżnej grubości i różnych własnościach fizycznych. Na podstawie doświadczeń stwierdzono, że bardziej sztywny materiał wkładki tłumi fale głosowe o niskiej częstotliwości, natomiast fale o wyższej częstotliwości są tłumione wełną stalową lub podobnym materiałem o różnych stopniach grubości. Bardziej sztywny materiał wkładki w postaci metalowej



siatki stanowi zarazem wiązanie dla wełny stalowej, zapobiegając porywaniu jej przez prąd przepływających gazów.

Wełna stalowa, ooczona siatką, może być ułożona w rozmaity sposób wewnątrz osłony. Może tworzyć warstwę lub spiralny zwój.

Tłumik może być zastosowany zarówno do silników, jak i innych urządzeń, gdzie zachodzi konieczność tłumienia dźwięków, związanych z przepływem gazów.

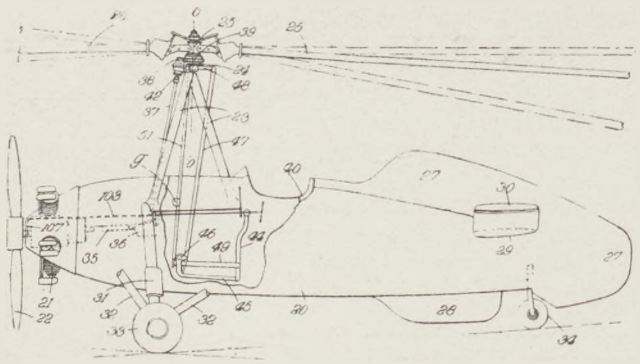
Nr 28044. Kl. 62b, 26/01. The Cierva Autogiro Company Limited (Londyn, Wielka Brytania).

Zgłoszono 28.VII. 1934 r. Udzielono 20.II. 1939 r. Pierwszeństwo 5.VIII. 1933 r.

Samolot śrutowy.

Przedmiotem wynalazku jest autożyro, w którym ramiona rotora przed startem zostają wprawione w ruch obrotowy na skutek działających na nie sił aerodynamicznych, a silnik napędza normalne śmigło dla nadania szybkości postępowej.

Głównym celem wynalazku jest polepszenie startu przez uniknięcie wybiegu, który był niezbędny w autożyrach dla nadania ramionom, wprawionym w ruch obrotowy na skutek sprzęgnięcia z silnikiem, takich



Rys. 1.

obrotów, przy których siła nośna wystarczała do uniesienia autożyra.

Według wynalazku ramiona osadzone są przegubowo i mogą zmieniać kąt natarcia na skutek obrotu dokoła skośnej osi *A—A*. Ruch ramienia na tej osi jest ograniczony zderzakami *78*, znajdującymi się na osłonie ramienia. Gdy na czop rotora wywierany jest moment napędowy od silnika, ramiona pod wpływem sił oporu przyjmują położenie „tylne", przy którym kąt natarcia jest bliski 0 i opór ma wartość najmniejszą. Dzięki temu ramiona uzyskują obroty o 50—100% większe od średnich obrotów podczas lotu poziomego. Po wyłączeniu sprzęgła i zaniku momentu napędowego, wywieranego na czop rotora, ramiona na skutek bezwładności przechodzą do krańcowego przedniego położenia i dużego kąta natarcia, co w efekcie daje start bez wybiegu. Kiedy nadmiar energii kinetycznej zostanie zużyty, ramiona wracają do tych położeń, przy których zachodzi równowaga sił, co odpowiada pośrednim kątom natarcia.

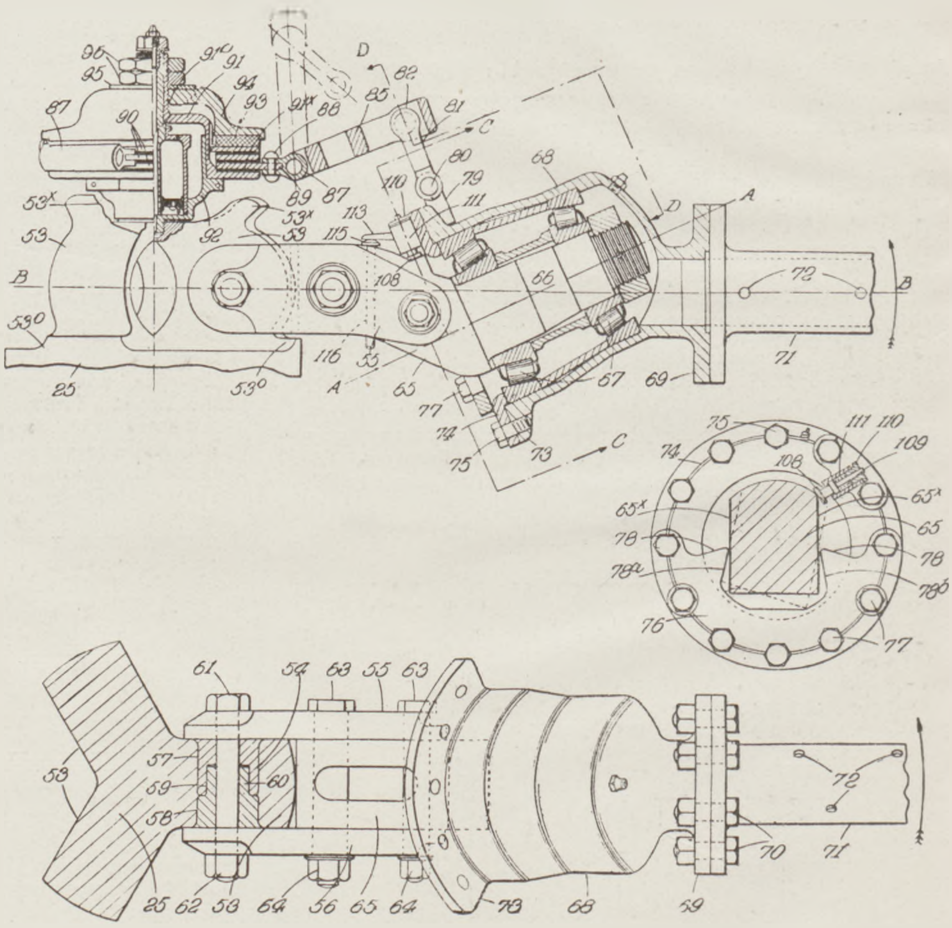
Przyhamowanie czopa rotora podczas lądowania daje wzrost kąta natarcia ramion i zmniejszenie szybkości opadania w ciągu krótkiego czasu.

Przyhamowanie czopa rotora lądowania daje wzrost kąta natarcia ramion i zmniejszenie szybkości opadania w ciągu krótkiego czasu.

Urządzenie hamujące (*108—111*) zapobiega wzrostowi kąta natarcia przy starcie, gdy przy zbyt małych obrotach nastąpi wyłączenie silnika. Ruch ramion dokoła osi *A—A* jest tłumiony za pomocą środkowego tłumika ciernego, umieszczonego na piaście *25*. Ruch w płaszczyźnie pionowej jest ograniczony zderzakami *53*. Przez przesunięcie środka masy ramienia do przodu i wychylenie samego ramienia do góry, uzyskuje się automatyczną regulację kąta natarcia tak, że zwiększenie siły odśrodkowej powoduje wzrost kąta natarcia. Dla zrównoważenia momentów reakcyjnych oś rotora jest pochylona do tyłu i odpowiednio dobrane kierunki obrotu ramion i śmigła.

Sterowanie podczas lotu odbywa się przez pochylanie w kierunku podłużnym lub poprzecznym czopa rotora przy pomocy dźwigni *44*.

Ze względu na brak wybiegu i dobiegu, w wypadku amfibii koła mogą być sztywno osadzone w pływakach o płaskich dnach i na tyle z nich wystawać, aby w czasie lądowania pływaki były w dostatecznej odległości od ziemi.



Rys. 2.

ZWIĄZEK POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

Adres: Filtrowa 83 m. 30, telefon 705-13 Konto PKO Nr 25.545

GODZINY URZĘDOWANIA:

Prezes środy 18-19
Sekretarz: środy 18-19, piątki 19-20
Skarbnik czwartki 18-20

Sekretariat i czytelnia czasopism czynne codziennie z wyjątkiem dni świątecznych, śród i sobót w godzinach 18-20
Dni klubowe — czwartki od 18-ej

Komunikat Nr 8/39

1. Nowoprzyjęci członkowie

Kpt. inż. Koziarski Józef — Warszawa.

2. Zmiana lokalu

Przypominamy Szanownym Kolegom, że lokal związkowy, redakcja i administracja „Techniki Lotniczej" mieszczą się obecnie przy ul. Filtrowej 83 m. 30 (przy pl. Narutowicza). Równocześnie zachęcamy Kolegów do zwiedzenia i częstego korzystania z lokalu w godzinach urzędowania sekretariatu i w dni klubowe (czwartki od godz. 18-ej). W wypadku organizowania zebrań towarzyskich i innych przez członków Związku prosimy o uprzednie porozumienie się z sekretariatem.

3. Zebranie Rady Głównej NOI

Zebranie Rady Głównej Naczelnej Organizacji Inżynierów R. P. odbyło się dn. 25 czerwca br. W zebraniu tym wzięli udział delegaci ZPIL kol. prezes Bukowski i kol. Szyszkowski.

Za Zarząd

(—) W. Dostatni, Sekretarz *(—) J. Bukowski,* Prezes

Zebrania odczytowe

Uzbrojenie strzeleckie nowoczesnych płatowców—wygłosił dnia 28 kwietnia 1939 r. inż. Ludwik Białkowski.

Konstrukcje stanowisk strzeleckich w ciągu ostatnich lat uległy znacznym zmianom. Dawniejsze wystające wieżyczki ustąpiły miejsca stanowiskom tak zaprojektowanym, aby możliwie nie zepsuć aerodynamiki płatowca bombowego, co pozwoliło na uzyskanie większych szybkości lotu. W większości obecnych samolotów istnieją trzy stanowiska: przednie (zarazem bombardierskie), tylne górne i tylne dolne. W wielkich Boeingach istnieją boczne stanowiska w kadłubie. Spotykane są też, choć rzadko, tylne stanowiska strzeleckie w ogonie. Należy tu się jednak liczyć z ciężkimi warunkami pracy strzelca.

Podział stanowisk strzeleckich na tylne i przednie pozostaje w związku z założeniami taktycznymi. Przy obecnych szybkich płatowcach strzelanie prostopadle do linii lotu zapewnia małe prawdopodobieństwo trafienia i dlatego walka między bombowcami i myśliwcami rozgrywa się głównie w linii lotu. Jakie może być w tych warunkach prawdopodobieństwo trafienia w zależności od rodzaju uzbrojenia podaje praca pkt. Pigeona. zamieszczona w Revue de l'Armée de l'Air z 1938 r.

Uwzględniając wielkości powierzchni czułej celu, szybkostrzelność i uzbrojenie, oraz sztywność podstaw, kpt. Pigeon wyprowadził zależności prawdopodobieństwa trafienia dla myśliwca i bombowca.

Z wyznaczonych na podstawie wzorów krzywych wynika, że myśliwiec nie powinien się bardziej zbliżać do bombowca niż na odległość około 300 m, (prawdopodobieństwo trafienia czułej powierzchni wynosi wtedy 80 ÷ 95% w zależności od uzbrojenia). Zmniejszanie odległości nie jest korzystne dla myśliwca, gdyż powiększa się wtedy znacznie możliwość trafienia przez strzelców bombowca (przy 4 k. m. prawdop. trafienia dla bombowca z odległości 300 m — 45%, z 200 m — 75%, przy 8 k. m. z 300 m — 75%, z 200 m — 92%). Przy słabszym stosunkowym uzbrojeniu myśliwca w porównaniu z bombowcem, najkorzystniejsza odległość strzelania dla myśliwca powiększa się.

W dyskusji poruszone zostały następujące zagadnienia:

Inż. Szczepan Grzeszczyk wyjaśnia, że praca kpt. Pigeona dotyczyła podejścia w sferze ognia. Dla myśliwca istnieje jednak również możliwość podejścia z boku czy z dołu, co pozwala na bliższe ostrzelanie bombowca.

Inż. Franciszek Janik wyjaśnił, że pocisk wystrzelony do tyłu będzie miał mniejszą szybkość względem powietrza, a wystrzelony do przodu — większą o szybkość lotu. Przy jednakowych szybkościach samolotu uciekającego i goniącego, różne szybkości pocisków względem powietrza będą powodem jedynie różnych wartości oporu, co jednak przy niezbyt dużych odległościach strzelania niema większego wpływu na tor i szybkość pocisku w chwili trafienia nieprzyjacielskiego samolotu.

Mjr. Kazimierz Niedźwiecki uważa, że rzeczywista przewaga myśliwca nad bombowcem pod względem szybkości jest większa, niż wynikająca z charakterystyki, gdzie brana jest pod uwagę szybkość maksymalna w specjalnie korzystnych warunkach pod względem obciążenia. Podchodzenie z martwych kątów jest niecelowe i w związku z tym boczne wieżyczki nie bardzo mają sens.

Inż. Zbigniew Winogrodzki zwraca uwagę, że dla myśliwca strzelanie nie w linii lotu bombowca jest równoznaczne jedynie ze stratą amunicji, bo nastąpi szybkie przejście bombowca przez wiązkę ognia z małym prawdopodobieństwem trafienia.

Pułk. Michał Bokalski zwraca uwagę na znaczną rozbieżność między teorią i praktyką w dziedzinie strzelania. Wchodzi tu bowiem w rachubę szereg czynników, zależnych od konstrukcji, rozrzutu, warunków walki i człowieka. Przy rozważaniu walki bombowca z myśliwcem należy brać pod uwagę walkę zespołów, a nie pojedyńczych samolotów. Bombowce, lecące w kluczu, mogą się bronić ogniem krzyżowym. Obserwacje w Hiszpanii wskazują, że bombowce S-79 w walce z szybkimi myśliwcami sowieckimi były niszczone, gdy występowały pojedyńczo, lub małymi zespołami. Ostatnio S-79 latały zespołami po 7 samolotów i bardzo skutecznie broniły się przeciw myśliwcom, tak, że straty od artylerii przeciwlotniczej wynosiły ¾ a od myśliwców ¼. Bombowce S-79 nie spotykały się z atakiem z przodu. Nie widuje się obecnie armatek do dalekiego strzelania.

Uzbrojenie górnego strzelca w lekki karabin jest przeżytkiem — musi on mieć c.k.m. z ładownicą co najmniej 500-nabojową. Jest to możliwe z punktu widzenia technicznego. Przednie stanowisko jest przede wszystkim dla bombardowania; jest ono też niezbędne dla ułatwienia lotu w ciężkich warunkach atmosferycznych. Brak przedniego stanowiska jest jedynie w trójsilnikowych maszynach włoskich, lecz trzeba pamiętać o tym, że we Włoszech mają na ogół lepsze warunki atmosferyczne i mało latają w nocy.

Okres pokoju należy wykorzystać do przeprowadzenia prób i doświadczeń. Jest tu dużo do zrobienia i niezbędne jest duże tempo pracy.

Mjr. inż. Robert Hirszbandt zwraca uwagę, że warunki poligonowe nie pozwalają na sprawdzenie wartości bojowych. Podstawowym atakiem jest atak od tyłu. Dlatego też należy zwrócić uwagę na tylne uzbrojenie. Zwiększenie kalibru zwiększa skutek strzału trafnego, natomiast trafność zapewnia się dużą serią strzałów. Obecne armatki zabierają mało ładunków i posiadają mniejszą szybkostrzelność, bo 700 ÷ 800/min., gdy ka-

rabin maszynowy — 1200/min. Kaliber 13 mm ma przewagę przy odległości strzelania powyżej 1000 m., 7,9 mm dla odległości do 450 m. Armatka 20 mm na podstawie ruchomej nadaje się przede wszystkim do niszczenia dużej powierzchni o małej czułości (2—3 pociski 20 mm niszczą skrzydło).

Inż. Wilhelm Challier uważa, że słuszność założeń, zrobionych w czasie pokoju, potwierdzona może być na początku wojny — wtedy otrzyma się wskazówki dla przeprowadzenia ewentualnych zmian. Dla pewnego sprawdzenia w czasie pokoju niektórych założeń, służyć mogą doświadczenia z płatowcami, kierowanymi radiem. Wiadome jest, że próby takie prowadzone są w Anglii.

Sprawa walki bombowca z myśliwcem została ujęta dość jednostronnie: nie uwzględniono samolotów pościgowych dwu- i wieloosobowych (np. Messerschmidt 111, Potez 63 i inne) o przewadze szybkości rzędu 100 km/g. W tego rodzaju samolotach należy liczyć się z ciężkim uzbrojeniem osiowym. O ich roli trudno jeszcze dziś mówić, bo w walce nie występowały. Atak z boku jest możliwy po zrównaniu szybkości płatowców walczących.

Por. inż. Wacław Wiórkiewicz dochodzi do wniosku, że przednie gniazdo jest zbędne i główną uwagę należy zwrócić na tylne stanowisko. Zamiast przedniego stanowiska możnaby zabudować trzeci silnik.

Inż. Stanisław Prauss uważa, że przewaga szybkości myśliwców nie będzie duża, bo dziś łatwiej rozwiązać pod względem aerodynamicznym duże płatowce, niż małe. Jeżeli chodzi o bombowce, to pęd do olbrzymów minął. Dzięki polepszeniu aerodynamiki kadłuba utrudnione jest mocowanie broni ciężkiej.

Inż. Janik zapytuje, czy, wobec grupowych lotów bombowców, nie byłoby celowe zabudowywanie na tylnych stanowiskach w części samolotów armatki, a w części — karabinów maszynowych.

Na zakończenie prelegent poruszył sprawę konieczności ciągłego zaopatrywania karabinów w naboje, aby w ten sposób ułatwić pracę strzelcowi. Jeżeli chodzi o strzelanie boczne, to wobec konieczności stosowania dużych poprawek celność jest bardzo mała. Włoskie pociski 13 mm należą do wybuchowych; posiadają je karabiny tylnych stanowisk S-79.

Krzywa wyrwania, a obciążenia w locie, wygłosił dnia 5 maja 1938 r. inż. Franciszek Janik.

Tak zwana „krzywa wyrwania", używana w Polsce do obliczeń wytrzymałości samolotów, zastępuje dawniejsze przypadki obciążeń w locie; pozwala ona w sposób przejrzysty stwierdzić, że w określonym obszarze (a nie tylko w niektórych przypadkach) samolot posiada wymaganą wytrzymałość i daje górną granicę obciążeń, które uważamy dla samolotów za dopuszczalne. Krzywa wyrwania obejmuje obciążenia symetryczne w locie i jest wypełniona krzywą podmuchów (również po raz pierwszy wprowadzoną w Polsce). Prelegent, który sam wiele się przyczynił do ustalenia wymagań wytrzymałościowych dla samolotów, w pierwszej części odczytu uzasadnił przyjęty kształt krzywej wyrwania. Składa się ona z dwóch zasadniczych etapów: lotu z pewną umowną prędkością V_n (która może być równa prędkości granicznej) i lotu z największym pośpieszeniem normalnym do toru. Przejście między tymi etapami można przyjąć bądź to nagłe, bądź też ciągłe. Prelegent stara się uzasadnić, że przejście, wyobrażone na wykresie $m = f(c_y)$ parabolą 2-go stopnia, jest najbardziej zbliżone do rzeczywistych warunków wyrwania, gdyż wtedy nie ma nieciągłości w przebiegu najważniejszych wielkości charakteryzujących ruch samolotów oraz ich pochodnych.

Można jednak krzywą wyrwania rozpatrywać pod innym kątem widzenia, zakładając, że odpowiada ona rzeczywistemu przebiegowi wyrwania z lotu nurkowego; z danej zależności $m = f(c_y)$ można wówczas odtworzyć przebieg prędkości po torze kąta natarcia, kąta toru i innych wielkości w funkcji c_y lub też czasu. Tak właśnie postąpił prelegent, przeprowadzając szczegółowy rachunek dla trzech różnych założeń początkowych w podobny sposób, jak to uczynił w dawniejszym swym odczycie[1]).

[1]) Por. Techniczne Nowości Lotnicze, r. 1936, Nr 4, str. 26.

W dalszym ciągu przechodzi prelegent do zagadnienia praktycznego obliczenia największych obciążeń, działających na poszczególne elementy konstrukcji. Sprowadza się to do wyznaczenia linii wpływowej dla danego elementu, czyli do przedstawienia obciążeń elementu w funkcji obranej zmiennej niezależnej, którą może być np. współczynnik siły nośnej. Dowolna siła aerodynamiczna daje się wyrazić jako iloczyn trzech wielkości:

$$P = c \cdot \mu \cdot Q$$

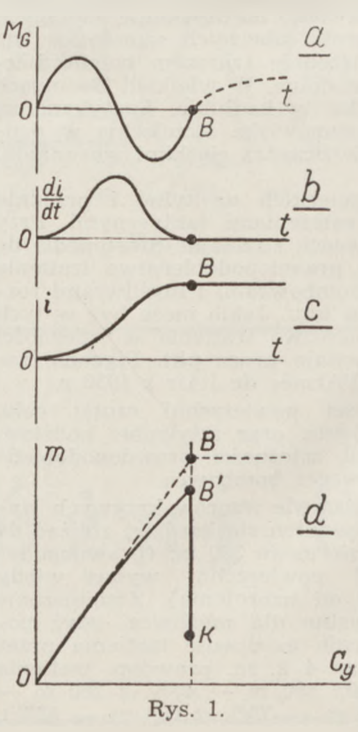
gdzie c jest odpowiednim współczynnikiem aerodynamicznym, odniesionym do powierzchni nośnej,

$$\mu = \frac{m}{c_y} = q \cdot S/Q$$

wielkością wziętą z krzywej wyrwania, a Q — ciężarem samolotu. Tak np. siła normalna działająca na jedno skrzydło wyniesie $P_n = c_n \cdot \mu \cdot \frac{Q}{2}$, na usterzenie: $P_H = c_H \mu \cdot Q$, gdzie $c_H = \frac{l_{śr.}}{l} \cdot c_n$ itd. Wartości współczynników aerodynamicznych skrzydła, kadłuba i usterzenia muszą oczywiście odpowiadać współczynnikowi c_y całego samolotu, wziętemu z biegunowej równowagi. Mając c_m samolotu bez usterzeń i biegunową kadłuba w obecności płata, możemy ze wzoru $c_y = c_y + c_{yk} \pm c_{yH}$ obliczyć biegunową płata.

Przy obliczeniu sił tnących i momentów gnących uskrzydlenia posługuje się prelegent bezwymiarowymi wykresami rozkładu obciążeń aerodynamicznych i ciężaru własnego skrzydła, co pozwala znacznie skrócić rachunki zwłaszcza w wypadku, gdy rozkłady te są niezależne od kąta natarcia. Całkowitą wielkość siły — w myśl wskazań I.T.L. — brać należy z pomiarów wagowych w tunelu aerodynamicznym, natomiast wyniki pomiarów rozkładu ciśnień są użyte do określenia charakteru rozmieszczenia obciążeń wzdłuż rozpiętości; pozwala to uniknąć trudności w zrównoważeniu bilansu sił działających na samolot. Podobną metodę zastosował prelegent także do obliczenia momentów skręcających skrzydło; w tym wypadku, aby rachunek wypadł dostatecznie prosty, trzeba się uciec do dodatkowych założeń upraszczających.

Ostatnia część rozważań poświęcona była obciążeniom niesymetrycznym, związanym z obrotem samolotu dokoła osi podłużnej, a więc z wychyleniem lotek. Dla obciążenia takiego niema jeszcze ustalonej funkcji analogicznej do krzywej wyrwania. Zdaniem prelegenta funkcją taką mogłoby być równanie V_A = const. Obliczenie, przeprowadzone przy założeniach upraszczających metodą podobną jak dla obciążeń symetrycznych, wykazuje, że w jednopłacie wolnonośnym siły masowe wywołane przyśpieszeniem kątowym, są tak duże, że prawie całkowicie odciążają skrzydła, jeżeli chodzi o siły tnące i momenty gnące. Natomiast momenty skręcające występujące przy takim obciążeniu niesymetrycznym mogą się okazać niebezpieczne, gdyż siły masowe dają tu minimalne odciążenie; przypadek ten należy więc w każdym razie przeliczyć.



Rys. 1.

Dyskusja.

Inż. Romuald Romicki twierdzi, że dostatecznym uzasadnieniem paraboli, jako krzywej ograniczającej część wy-

kresu wyrwania, jest umowa. Uważa za uzasadnione założenia prelegenta, że wszystkie wielkości charakterystyczne powinny mieć przebieg ciągły i to w funkcji c_y, skoro przecież taka zasadnicza wielkość, jak wychylenie steru, a w konsekwencji siła na usterzeniu, moment względem środka ciężkości i przyśpieszenie kątowe, mogą mieć przebieg nieciągły nawet w funkcji czasu, bo mogą być wywołane przez pilota gwałtownym ściągnięciem lub pchnięciem drążka sterowego. Wielkość wywołanych przy tym przyspieszeń kątowych — nawet przy niewielkim obciążeniu usterzenia wysokości — może sięgnąć kilkunastu radianów na sek², dzięki czemu można samolot bardzo gwałtownie wyrwać, a następnie równie gwałtownie zatrzymać na jakimś kącie natarcia. Można np. założyć sinusoidalną w funkcji czasu zmianę obciążenia usterzenia wysokości (rys. 1a) (wychylenie steru i siła na drążku będą miały przebieg o charakterze podobnym), a więc i momentu aerodynamicznego M_G względem środka ciężkości samolotu, a stąd i przyśpieszenia kątowego. Można by przy tym tak dobrać wychylenia steru, aby prędkość kątowa względem toru (t.j. samo di/dt, gdzie i jest kątem natarcia) miała przebieg zbliżony do sinusoidy podanej na rys. 1b. Kąt natarcia zmieniałby się w czasie jak na rys. 1c, a wykres wyrwania wyglądałby jak $OB'K$ na rys. 1d, przy czym zgodnie z podkreśloną łatwością uzyskiwania wielkich przyśpieszeń, utrata prędkości na odcinku OB byłaby praktycznie do pominięcia, a więc odcinek BB' byłby bardzo mały.

Jedyną trudnością w wykonaniu opisanego manewru byłaby szybkość, z jaką należałoby wykonać dość skomplikowane ruchy drążkiem. Ponieważ ta sama trudność zachodziłaby przy wykonaniu wyrwania ściśle według paraboli, więc prawdopodobieństwo wykonania obu manewrów jest jednakowo małe.

Dr inż. Stefan Neumark naświetla niektóre okoliczności, które powinny były wywołać zainteresowanie odczytem. Sprawa przepisów budowy samolotów ma dla techniki konstrukcyjnej wielką doniosłość i opracowanie takich przepisów jest dowodem sprawności całej techniki lotniczej, sprawdzianem wszechstronnego jej opanowania. Jest to bowiem dziedzina, w której — tak jak przy budowie samolotu — współpracują wszystkie działy techniki, związane z lotnictwem. Wydaje się, że pod tym względem w Polsce zbliżamy się do pewnych poważnych i użytecznych rozwiązań.

Pod tym względem uznać trzeba zasługi prelegenta, któremu zawdzięczamy cenne wydawnictwo z tego zakresu[2]). Obecny referat jest do pewnego stopnia wypełnieniem zobowiązania, zaciągniętego wobec wszystkich, którzy się posługiwali tamtą pracą; niektóre wzory, tam podane bez uzasadnienia, zostały teraz wyprowadzone i w sposób jasny omówione.

Temat dzisiejszego odczytu jest zapewne jednym z najtrudniejszych w dziedzinie mechaniki lotu; zagadnienie to jest niejako ukoronowaniem mechaniki lotu w płaszczyźnie pionowej. Inż. Janik nie potraktował go ani czysto teoretycznie, ani też nie podchodzi doń ze strony eksperymentalnej; widzi on raczej zagadnienie od strony użytkownika, w danym wypadku konstruktora, i stara się dać mu materiał możliwie gotowy do użycia. Rola ta jest niezmiernie pożyteczna. W całej technice odczuwa się dotkliwie brak jednostek, które umiałyby pośredniczyć między „badaczami“ (t.j. teoretykiem i eksperymentatorem) a użytkownikiem, przetrawić wyniki badań oryginalnych, zebrać je, przerobić i podać w formie przystępnej dla tego ostatniego. Pośrednik taki zajmował by miejsce X na schemacie

Teoria   Eksperyment

X

Użytkownik

Miejsce prelegenta na tym schemacie znalazłoby się gdzieś powyżej X, po lewej stronie. Ale oprócz drogi założeń przybliżonych, obranej przez prelegenta, nie należy zaniedbywać metod czysto badawczych.

2) Wymagana wytrzymałość samolotu — inż. Franciszek Janik. Warszawa 1937, wyd. Instytut Techniczny Lotnictwa. (Praca omówiona w Technicznych Nowościach Lotniczych, r. 1937, Nr 10, str. 294).

Inż. Leonard Łabuć nie zgadza się z prelegentem, jakoby pomiary rozkładu ciśnień miały dawać mniej dokładne wyniki, niż pomiary wagowe sił wypadkowych. Jeżeli przy pomiarze ciśnienia w jednym punkcie popełnia się pewien błąd, to dla wielu punktów rozmieszczonych na modelu błędy te nie będą się sumować, lecz częściowo się zniosą. Porównanie wyników osiągniętych za pomocą obu tych metod daje dobrą zgodność. Natomiast pomiary sił działających na jedną część „w obecności“ drugiej np. kadłuba w obecności płata itp. są znacznie bardziej niedokładne, gdyż niezależne zawieszenie obu tych części wymaga, aby pomiędzy nimi została szczelina, która jest przyczyną rozmaitych zaburzeń i niedokładności.

Inż. Eryk Kosko jest zdania, że metoda przedstawienia obciążeń poszczególnych elementów konstrukcji w postaci ciągłej funkcji jakiegoś parametru (zazwyczaj c_y) za pomocą t.zw. „linii wpływowej“, obliczonej na podstawie „krzywej wyrwania“ stanowiła w chwili jej wprowadzenia (ok. r. 1927) niewątpliwy postęp. Zamiast kilku dowolnie obranych przypadków obciążenia uzależniono wówczas w Polsce (jak się wydaje przed innymi krajami) obciążenia w locie od mechanicznego przebiegu jednej z ewolucji, mianowicie „wyrwania“ z lotu nurkowego. Metoda ta daje się z powodzeniem stosować do niektórych, wówczas powszechnie używanych typów konstrukcji (skrzydło niezwichrowane aerodynamiczne, jednodźwigarowe z kesonem na krawędzi natarcia, lub w pewnych wypadkach dwudźwigarowe albo też kesonowe). W innych jednak typach konstrukcji (np. profile lub też ich kąty nastawienia silnie zmienne wzdłuż rozpiętości; dźwigary lub keson nie w ten sposób zbieżne, co obrys skrzydła; niektóre konstrukcje wielodźwigarowe; wreszcie gdy trzeba uwzględnić zmiany obciążeń zewnętrznych pod wpływem odkształceń konstrukcji, jak to się robi dla skrzydeł wiotkich w przypadku lotu nurkowego), trzeba by robić linie wpływowe dla każdego przekroju dźwigara; zdarza się bowiem wtedy, że maksimum np. momentu gnącego dźwigara występuje dla różnych c_y w różnych odległościach od nasady, a linie wpływowe dla sił tnących mogą mieć jeszcze inny przebieg. Prowadziło by to niepotrzebnie do ogromnego zwiększenia objętości obliczeń wytrzymałościowych. Toteż w niektórych krajach z rozmysłem powrócono do obliczania wytrzymałości dla pojedyńczych umownych „przypadków obciążenia“.

Mówca zgadza się z inż. Romickim, że ciągłość przebiegu ruchu nie może być uważana za kryterium słuszności takiego czy innego przejścia z jednego etapu wyrwania w drugi. Sam inż. Janik używa nieciągłych przejść, mianowicie na początku i na końcu łuku paraboli. Nieco większy współczynnik w punkcie B nie powinien wpływać na zwiększenie ciężaru prawidłowej konstrukcji, może jej natomiast zapewnić tak pożądaną sztywność.

Inż. Leszek Dulęba. Jeżeli wartości obecnie stosowane dopuszczalnej prędkości nurkowania i współczynnika obciążenia wzięte są ze statystyk pomiarów, to można by w podobny sposób sprawdzić owo przejście, za pomocą pomiarów w locie, zestawionych statystycznie.

Inż. Kazimierz Korsak chciałby, żeby Instytut Aerodynamiczny opracował typowy przebieg rozkładu ciśnień, linii środków parcia itd., przynajmniej dla obrysów dziś powszechnie stosowanych. Ułatwiło by to pracę obliczeniową, pozwalając na stosowanie we wszystkich przypadkach i dla różnych samolotów tych samych wykresów bezwymiarowych, proponowanych przez inż. Janika i tych samych współczynników całkowicie obliczonych z tych wykresów. Uniknęło by się przy tym znacznych kosztów dmuchania.

P. Czesław Bieniek wyjaśnia, że Instytut Aerodynamiczny podaje konstruktorom wyniki dmuchań na konkretnym modelu, natomiast nie może dawać gwarancji na takie uogólnienia, o jakich mówił inż. Korsak. Tego rodzaju opinie, wysnute na podstawie nabytego w Instytucie doświadczenia, wydają nieraz pracownicy Instytutu, ale na swoją osobistą odpowiedzialność.

Inż. Eryk Kosko nawiązuje do słów inż. Korsaka i potwierdza, że pewna normalizacja obliczeń jest pożądana. Nie może ona jednak sięgać tak daleko, by narzucać konstruktorowi pewne obrysy; i to zresztą nie było by wystarczające, gdyż dla różnych wydłużeń będą różne rozkłady ciśnień. Organem który mógł by taką norma-

lizację wprowadzić, jest raczej I.T.L., najmniej zaś Instytut Aerodynamiczny. Prostym rozwiązaniem w konkretnych wypadkach może być użycie przez konstruktora obrysu i rozkładu ciśnień jakiegoś dawniejszego samolotu, lub też przyjęcie rozkładu przez analogię do innego układu; odpowiedzialność za słuszność takiego postępowania ponosi w ostatecznym razie zawsze konstruktor, a nie Instytut Aerodynamiczny. Za granicą opieranie obliczeń wytrzymałościowych na drobiazgowych pomiarach aerodynamicznych wydaje się mniej praktykowane, niż u nas. Przemawiają za tym względy ekonomiczne i szybkość opracowania prototypu. Tak np. swego czasu dla całego szeregu prototypów Fokkera nie wykonywano w ogóle dmuchań.

Inż. Romuald Romicki uważa, że opinie wydawane dla wytwórni, o ile nie są oparte na pomiarach wykonanych specjalnie dla danego przypadku, powinny powoływać się na dane, na których są oparte. Jeżeli te dane nie są jeszcze ogłoszone, to należało by je ogłosić. Nie było by wówczas takich zdarzeń, że wydający opinię może ją poprzeć jedynie swoim osobistym autorytetem, co w technice nie zawsze jest wystarczające.

Inż. Stanisław Piątkowski apeluje, aby wobec spóźnionej pory wszyscy, którzy się nie mogli wypowiedzieć w dyskusji, lub którzy mieliby jeszcze coś do dorzucenia na temat interesujący wszystkich stykających się z obliczeniem, budową i użytkowaniem samolotów, zechcieli swoje uwagi nadesłać do „Techniki Lotniczej".

Prelegent przeprasza, że tylko krótko będzie mógł wszystkim odpowiedzieć. Na uwagi inż. Romickiego odpowiada, że jego (prelegenta) założenia co do kształtu krzywej wyrwania nie są tak dowolne, jak to inż. R. przedstawił; przebieg podany przez inż. Romickiego daje nagłe skoki w wykresie m, co na dużej szybkości nie jest usprawiedliwione. Dr inż. Neumarkowi dziękuje prelegent za słowa uznania. Co do dokładności pomiarów rozkładu ciśnień przyjmuje zapewnienie inż. Łabucia: w szczególnych przypadkach należało by się opierać na tych pomiarach, które zapewnią większą objektywność[3]). Co do uwag inż. Kosko, prelegent uważa, że praktyczne zastosowanie krzywej wyrwania nie pociąga za sobą tylu trudności; co się zaś tyczy załamania jej w punkcie B, to daje ono na liniach wpływowych nagłe maksimum, nie usprawiedliwione przebiegiem normalnego wyrwania. Obrysy skrzydeł stosowane u nas są do siebie dość zbliżone i można by według myśli podanej przez inż. Korsaka przenieść niektóre dane z jednego samolotu na drugi bez powtarzania dmuchań.

Nowoczesne wyrzutniki bombowe — wygłosił dnia 19 maja 1939 r. inż. Zdzisław Tychoniewicz.

Ogólny rozwój lotnictwa zaznaczył się także w rozwoju wyposażenia bombardierskiego. Pierwotny wyrzutnik, mocujący „jakoś" bombę i zwalniający ją w odpowiedniej chwili, zastąpiony został złożonym układem, pozwalającym na pewną kolejność zwalniania bomb, zawierającym dodatkowe urządzenia zabezpieczające, sygnalizującym obecność bomb, wreszcie — dla zwiększenia prawdopodobieństwa trafienia, pozwalającym na bombardowanie seriami. Dla polepszenia osiągów samolotów, nastąpiło przejście w dużych bombowcach od bomb podwieszonych na zewnątrz pokrycia do bomb chowanych bądź w skrzydle bądź w kadłubie. Natomiast samoloty dalekiego wywiadu i lekkiego bombardowania, względnie samoloty, służące do bombardowania z lotu nurkowego, posiadają nadal bomby, zawieszone na zewnątrz. Ale i tu widać staranie, aby po zrzuceniu bomby żadna wystająca część (uchwyt, drążek itp.) nie psuła aerodynamiki płatowca. Dla ułatwienia pracy bombardiera niezbędne jest redukowanie do minimum manipulacji przy sterowaniu wyrzutnika.

Ogólnie wyrzutniki możemy podzielić na:
1. Wyrzutniki podwieszeniowe zewnętrzne.
2. Wyrzutniki kadłubowe.
3. Wyrzutniki wewnętrzne komorowe.

Zasadniczym celem wyrzutnika jest uchwycenie bomby, odpowiednie jej usztywnienie i umożliwienie właściwego sterowania wyrzutem bomby.

Uchwycenie bomby odbywa się przy pomocy specjalnego zamka albo bezpośrednio za ucho bomby (wyrzutniki podwieszeniowe zewnętrzne lub kadłubowe), bądź też pośrednio za pomocą linki lub belki podpierającej. Ten ostatni sposób używany jest przede wszystkim w wyrzutnikach wewnętrznych płatowca.

Zamek powinien odpowiadać następującym warunkom:

a) Duża przekładnia dla łatwego zwolnienia bomby (ważne przy elektrycznym sterowaniu).

b) Sterowanie pozycji zabezpieczenia, wyrzutu i ładowania za pomocą jednej dźwigni.

c) Niezawodność działania, zapewniona podwójnym sterowaniem (np. mechanicznym i elektrycznym lub pneumatycznym).

d) Małe wymiary.

e) Automatyczne zatrzaskiwanie się po założeniu bomby.

f) Możność zabezpieczenia w każdym położeniu bolca zamka (ważne przy bombardowaniu w paru nalotach).

Po zwolnieniu bomby należy dać jej wolną drogę do wylecenia. W przypadku wyrzutników podwieszeniowych do bombardowania z lotu nurkowego należy zastosować odrzutnik, aby bomba nie uszkodziła pokrycia lub nie dostała się pod śmigło. W wypadku wyrzutnika komorowego, bomba wylatując musi sama otworzyć drzwiczki komory, bądź też muszą być one sterowane przymusowo. Ten ostatni sposób stosowany jest dla wyrzutników kadłubowych skrzynkowych lub piętrowych, gdzie przez jedne drzwiczki wylatuje większa ilość bomb. Natomiast w normalnych komorowych wyrzutnikach drzwiczki otwierane są przez samą bombę, co przy sile otwierania 40 — 50% ciężaru bomby daje opóźnienie lotu bomby rzędu 0,05 sek.

Usztywnienie bomb musi być tego rodzaju, aby bomba była trzymana dostatecznie sztywno, ale bez wywołania nadmiernych sił, obciążających wyrzutnik i konstrukcję płatowca. Wskazane jest automatyczne ograniczenie siły usztywniającej przy pomocy sprężyn lub amortyzatorów. Jeżeli tych dodatkowych urządzeń chcemy uniknąć, należy zapewnić przyłożenie odpowiednio większej siły na spust zamka. Należy na to zwracać specjalną uwagę przy sterowaniu elektrycznym (istnieje szwedzka konstrukcja, gdzie iskra elektryczna zapala ładunek prochowy, działający na zamek).

Wyrzutnik powinien pozwolić na umocowanie kilku gatunków bomb w związku z czym wymagana jest możność regulacji.

Następnym elementem wyrzutnika są mechanizmy zabezpieczenia zrywanego, sterujące jakość bomb („czynne" i „nieczynne") przez odbezpieczenie zapalników bombowych. Uzyskuje to się przez blokowanie względnie zwalnianie pierścienia linki zabezpieczenia zrywanego zapalnika. Jednym z warunków jest możność sterowania bomb nieczynnych przy rzucie bezpieczeństwa wszystkich bomb razem. Konstrukcja wyrzutnika musi być przy tym tak pomyślana, aby linka zabezpieczenia zrywanego miała dla siebie wolny przelot i przy rzucie bezpieczeństwa nie odbezpieczyła bomby.

Nowoczesne sterowanie wyrzutnika musi uwzględniać następujące czynniki:

1. Pewność działania.

2. Zwalnianie bomb na przemian z lewej i prawej strony płatowca

3. Sterowanie bomb ciągłe, to znaczy możność zwalniania bomby za każdym naciśnięciem kontaktu lub dźwigni.

4. Sterowanie bomb pojedyńczo lub po kilka na raz.

5. Sterowanie bomb serią.

6. Dogodność i łatwość obsługi.

Sterowanie elektryczne daje dużą swobodę napędu wyrzutnika, lecz pewność działania nie jest jeszcze zadawalająca, wymagana jest b. staranna i fachowa obsługa, co stanowi w warunkach polowych poważny brak. Ze względu na duże zapotrzebowanie prądu (oko-

[3]) Nie chodzi tu tylko o dokładność samego pomiaru, która być może jednakowego rzędu dla pomiarów wagowych i dla pomiarów ciśnień. Gdy obliczamy współczynnik siły nośnej jako różnicę współczynnika zmierzonego dla całego płatowca i obliczonego dla płata z pomiaru rozkładu ciśnień (z ewent. uwzględnieniem sił na usterzeniu), to rząd wielkości błędu, niewielki może w stosunku do odjemnika i odjemnej, staje się bardzo znaczny w stosunku do owej różnicy. Do takiego celu dokładność pomiarów tak wagowych jak i ciśnieniowych musiała by więc być wydatnie zwiększona, co przy istniejących urządzeniach wydaje się trudne. Łatwiejsze wydaje się za to usunięcie trudności, jakie zachodzą przy pomiarach sił na jednej części w obecności drugiej; otwiera się tu wdzięczne pole dla interesujących się techniką laboratoryjną. (Przyp. streszcz.).

ło 5 amp. na jedną bombę) niemożliwe jest jednoczesne zrzucenie wszystkich bomb. Serie mogą następować co 0,2 sek., lecz przy większej ilości bomb rzut może trwać parę sekund, gdy tymczasem samolot przelatuje stokilkadziesiąt metrów na sek. Z powyższych względów sterowanie wyłącznie elektryczne nie jest stosowane, natomiast dubluje się je mechanicznym.

Sterowanie mechaniczne wykazuje w ostatnich czasach pewien postęp, a dzięki prostocie ma duże zalety w użytkowaniu. Duże możliwości daje sterowanie pneumatyczne i hydrauliczne. W instalacji takiej trudnością jest jedynie zapewnienie szczelności i utrzymanie niezbędnego ciśnienia.

Ze względu na rozmieszczenie bomb w różnych częściach płatowca, niezbędna jest sygnalizacja świetlna obecności bomby. W wyrzutnikach piętrowych stosuje się elektryczne blokowanie bomb górnych względem dolnych. Blokaż ten działa podobnie jak wskaźnik obecności, przerywając obwód prądu do bomby górnej, gdy dolna jest zawieszona.

W dyskusji omówione zostały następujące zagadnienia:

Por. inż. Wacław Wiórkiewicz zwraca uwagę na wady wyrzutników wewnętrznych: wylot z komory i otwieranie drzwiczek wpływają ujemnie na charakter ruchu bomby, co może pogorszyć trafność. Tablice balistyczne istnieją dla wyrzutników zewnętrznych. Elektryczne automaty zostały przez prelegenta zbyt pesymistycznie potraktowane. Są one skomplikowane, gdyż za dużo od nich wymaga się.

Mjr inż. Robert Hirszbandt proponuje ograniczyć dyskusję tylko do spraw interesujących konstruktorów.

Inż. Andrzej Czemeryński zwraca uwagę na skomplikowanie konstrukcji przy zastosowaniu sterowania mechanicznego. Elementy, łączące tablicę rozdzielcza z poszczególnymi wyrzutnikami podlegają dużym wahaniom temperatur, w związku z czym utrudniona jest regulacja. Wyrzutnik mechaniczny obarczony jest duża bezwładnością układu. Sterowanie hydrauliczne również jest kłopotliwe, gdyż nieszczelność unieruchamia całą instalację. Instalacja elektryczna jest prosta do przeprowadzenia i pozwala na usunięcie setek drążków, linek itp.

Inż. Stanisław Prauss stwierdza, że wyrzutniki zewnętrzne dają duże straty w wyczynach: jedna bomba 100 kg obniża wyczyny o 1½% w mało rasowym płatowcu. Krzywe balistyczne mogą być przepracowane dla wyrzutników wewnętrznych.

Inż. Hieronim Zuber uważa, że układ elektryczny nie został jeszcze całkowicie opracowany. Ze względu jednak na warunki taktyczne napęd elektryczny staje się niezbędny i nad jego rozwiązaniem należy myśleć.

Przy opracowywaniu wyrzutników należy zwracać uwagę na zagadnienie ładowania. Ładowanie powinno być umożliwione w krótkim czasie, aby okres postoju był mały. W wypadku większych bomb należy umożliwić podwożenie bomby.

Na zakończenie prelegent stwierdził, że wyrzutniki wewnętrzne są oddawna stosowane. Wada automatów elektrycznych jest trudność reperacji w razie uszkodzenia.

Wynik ankiety Międzynarodowej Komisji do Spraw Oświetleniowych, wygłosił w dniu 26 maja b. r. dr inż. Józef Pawlikowski.

Przed przystąpieniem do tematu prelegent omówił krótko historię powstania Międzynarodowej Komisji Oświetleniowej C. I. E., która w dziedzinie lotnictwa rozpoczęła swe prace w 1931 r.

Posiedzenia poświęcone oświetleniu lotniczemu odbywały się w latach 1932, 34 i 35. Stworzono dwa sekretariaty prowadzone przez komitety narodowe. Sprawy oświetlenia przyziemi opracowywuje obecnie komitet holenderski, a sprawy oświetlenia samolotu komitet francuski. Prace tych komitetów polegają na zbieraniu całokształtu materiałów z powierzonej danemu komitetowi dziedziny, rozpisywaniu ankiet oraz stawianie wniosków dotyczących uchwał i zaleceń, które mają być rozpatrywane na zjazdach międzynarodowych.

Ankieta stanowiąca przedmiot odczytu dotyczy zagadnień świateł pozycyjnych, pokładowych, reflektorów, świateł spadochroników oraz źródeł świateł na samolocie.

Sprawy świateł pozycyjnych są najmniej uzgodnione i co do nich istnieje największa rozbieżność w ankiecie.

Obecne przepisy w tej mierze wydane przez CINA i obowiązujące lotnictwo wszystkich krajów przewidują zielone i czerwone światło po bokach i białe od tyłu. Światła barwne powinny mieć zasięg do 8 km, światło białe do 5 km. Wynika jednak z doświadczeń, że widoczność czerwonego światła przy średnich warunkach atmosferycznych sięga zaledwie 3—4 km, a zielonego 2—3 km, przy złych zaś warunkach atmosferycznych widoczność ta jest jeszcze mniejsza. Moc świateł pozycyjnych waha się od 5 do 35 watt, światłość zaś od 20 do 23 świec. Zasięg światła oblicza się wzorem Allarda $I = \frac{E \times 2}{px}$ gdzie I — światłość w świecach; E — jasność w św km² (chodzi tu o wartość najmniejszą jaka jeszcze działa na oko, wartość ta waha się w granicach od $0{,}2 \div 0{,}3.10^{-6}$ luxa); p — spółczynnik przepuszczalności (dla dobrej widoczności 0,9, dla mgły 0,1); x — odległość w km.

Z tego wzoru wynikałoby, że dla utrzymania warunków CINA przy silnej mgle potrzeba byłoby tysięcy świec. W referacie dołączonym do ankiety obliczono czas, jaki potrzebny jest pilotowi do zareagowania i zejścia z drogi naprzeciw lecącemu samolotowi, przy uwzględnieniu szybkości samolotów obecnie używanych. Z obliczenia tego wynika, że pilot musi zauważyć drugi samolot z odległości 5 km. Odległość ta musi być zachowana nawet w złej widoczności, a więc przy dobrej — zasięg światła musi być 20 km, co jest prawie niemożliwe do osiągnięcia dla świateł pozycyjnych przy dzisiejszym stanie techniki oświetleniowej i zachowaniu przepisów CINA. Żeby zaradzić temu, istnieją projekty używania świateł białych na skrzydłach a czerwonego od tyłu, gdyż światła białe mają większy zasięg. Wysunęły się jednak wady tego układu, polegające na możliwości pomyłek w ocenie położenia samolotu, konieczności zmiany prawideł ruchu oraz wykluczenie z tej zmiany wodnosamolotów.

Druga propozycja (amerykańska) polega na tym, że oprócz świateł normalnych dodaje się z przodu poza obrębem śmigła żółty reflektor, — z tyłu zaś światło niebieskie. Próby z tymi światłami dały wyniki dodatnie, jednak w ankiecie są zdania ujemne, prawdopodobnie z powodu trudności zamiany w samolotach wszystkich świateł.

Następne pytanie ankiety dotyczyło sprawy, jak określać światła pozycyjne. Przepisy CINA mówią tylko o zasięgu, a należałoby podawać dodatkowo i moce.

Francuski projekt proponuje podawanie zasięgów z jednoczesnym ustaleniem wielkości spółczynnika absorbcji.

Rozpatrywano również sprawę barwy świateł. Barwy powinny być: czerwone lotnicze, zielone lotnicze i białe lotnicze, ustalone w układzie trójchromatycznym na zjeździe w 1935 r. Są propozycje niemieckie, które proponują osłabić barwy (zmniejszyć nasycenie), aby zwiększyć przepuszczalność filtrów.

Reflektory. Reflektory lotnicze (moc około 400 wat) nie mogą ułatwiać lądowania na nieznanym terenie, ale powinny ułatwić lądowanie na lotnisku. Proponowane jest ustalenie mocy reflektorów, kątów rozwarcia świateł oraz miejsca ustawienia.

Światła spadochronikowe używane przy lądowaniach przymusowych winny mieć czas palenia się około 3 minut, 50 świec i opadanie 3 m/sek.

Oświetlenie tablic pokładowych. W tym dziale żadnych rewelacji niema — przeważają zdania, że najlepsze jest osobne oświetlenie poszczególnych przyrządów pokładowych, (podobnie jak wykonuje to firma Kollsmann, względnie przez szczeliny w tarczy przyrządu). Napisy na tarczach przyrządów, (przy czym tarcze powinny być czarne) są z mas świetlnych, co do których opracowywane są normy. W oświetleniu kabin panuje tendencja świateł pośrednich i używania ich tylko w razie potrzeby.

Istnieje specjalne zagadnienie oświetlenia wodnopłatowców. Obecnie mają one cały szereg świateł, stąd wynika trudność dostarczania mocy. Tu są propozycje niemieckie, dążące do ograniczenia świateł.

W dyskusji, jaka wywiązała się po odczycie, poruszane były: sprawa czasu potrzebnego do wyminięcia się samolotu, kwestie reflektorów, co do rozsyłu jak również co do mocy (250 wat) oraz sprawa świateł spadochroników. Prelegent odpowiadał na zapytania uzupełniając swój odczyt, między innymi opisując specjalnie sposoby przeprowadzania prób z ustawieniem reflektorów samolotowych wykonywanych w Holandii przez K. L. M.

Prelegent podkreślił wagę tej sprawy zaznaczając, że nawet najlepszy reflektor źle ustawiony nie spełni swojego zadania.

Człowiek w technice lotniczej — wygłosił dnia 2-go czerwca 1939 r. dr. inż. Stefan Neumark.

O pewnej nowej metodzie pomiaru wysokości i zastosowaniu jej do wysokościomierzy — wygłosił dnia 9-go czerwca 1939 r. mgr inż. Teodor Kopcewicz.

Badanie paliw na silnikach lotniczych — wygłosił dnia 16 czerwca 1939 r. inż. Józef Brynikowski.

Streszczenie wymienionych odczytów i dyskusji zostaną zamieszczone w następnym numerze Techniki Lotniczej.

Nowe wydawnictwa

DŹWIGI OSOBOWE I TOWAROWE. — Inż. E. Raabe. — Wydawnictwo Techniczne Ministerstwa Komunikacji Nr 14, str. 260, rys. 280. Warszawa 1939.

W książce najobszerniej potraktowany jest dział opisujący dźwigi osobowe i towarowe z napędem elektrycznym. Znajdujemy tu dużo rysunków, schematów i fotografii różnych rozwiązań konstrukcyjnych urządzeń elektrycznych, sterowania i przyrządów bezpieczeństwa dźwigów osobowych.

Po krótkim opisie dźwigów z napędem hydraulicznym, pasowym i ręcznym autor zapoznaje czytelnika z konstrukcją schodów ruchomych. Będą one po raz pierwszy w kraju zastosowane w nowobudującym się Dworcu Głównym w Warszawie.

Ciekawa jest wydajność pojedyńczych schodów ruchomych: wynosi ona za granicą ok. 5 do 10 tysięcy osób na godzinę i może być zwiększona dwukrotnie przez poruszanie się osób podnoszonych; również interesujące jest rozwiązanie sterowania ruchu schodów przy pomocy komórki fotoelektrycznej.

Zwięzłe i jasne ujęcie materiału oraz liczne i starannie wykonane rysunki czynią z „Dźwigów osobowych i towarowych" cenną pomoc dla projektujących. Wydając pierwszy podręcznik w języku polskim z tej dziedziny, Ministerstwo Komunikacji celowo uzupełnia braki naszej literatury technicznej. *S. J.*

DZIAŁO PRZECIWPARYSKIE. — Ppłk. Dr. T. Felsztyn — str. 122, rys. 58. Biblioteka Towarzystwa Wojskowo-Technicznego, skład główny w Księgarni Technicznej Przeglądu Technicznego. Warszawa, 1939.

Legendarne nieomal działo, z którego Niemcy ostrzeliwali w 1918 r. Paryż z odległości ponad 120 km. znalazło swój możliwie najpełniejszy i najprawdopodobniejszy opis w książce ppłk. Felsztyna.

Literatura techniki uzbrojenia, szczególnie techniki strzeleckiej, a więc i artyleryjskiej, ze względu na uznawaną wszędzie konieczność zaskoczenia podczas wojny przeciwnika nowymi środkami walki, jest z natury rzeczy we wszystkich krajach nader skąpa, a i ta, która się ukazuje, zawiera zwykle nie wszystkie dane, lub, co gorsza, nieraz podane w sposób świadomie fałszywy.

Typowym przykładem takiej, nieraz bałamutnej, literatury, były nieliczne zresztą opisy działa przeciwparyskiego, jakie się ukazały po wojnie światowej.

Tym większą więc zasługą autora jest, że stosując własną analizę i obliczenia, zdołał powiązać momenty prawdy, rozsiane w poszczególnych opisach i, uzupełniwszy je we własne logiczne wnioski, wydał pracę możliwie wyczerpującą cały temat i przez to naprawdę cenną.

A teraz kilka krótkich danych: Niemcy zbudowali dalekonośnych armat przeciwparyskich wszystkiego 3 sztuki, stosując do nich 7 luf. Lufy o kalibrze 210 mm (po zużyciu część z nich była przewiercona na kaliber 232 mm), posiadały długość 35 metrów. Zmontowane one były w łożach specjalnych, osadzonych na obrotowych platformach armat o kalibrze 380 mm. Platformy te spoczywały na fundamencie betonowym, ważącym ponad 300 tonn (na ostatnim stanowisku działo było zmontowane na łożu kolejowym armaty 38 cm). Pocisk, o ciężarze 106 kg, zawierał w sobie 7 kg materiału wybuchowego (t. zn. około 6% ciężaru całkowitego). Ciężar łuski wraz z ładunkiem prochu wynosił około 200 kg. Ładunek ten, wytwarzając w lufie ciśnienie maksymalne około 4000 atm., nadawał pociskowi szybkość ok. 1600 m/sek. Przy tej szybkości ilość obrotów pocisku naokoło jego osi wynosiła ok. 168 obr/sek. Lot pocisku do celu trwał ok. 3 minut. Odległość największa, z której na Paryż strzelano z tych dział, wynosiła 129 km., najmniejsza — 96 km. Jedna lufa mogła oddać ok. 60 strzałów, po czym zużycie jej osiągało taką wielkość, że rozrzuty pocisków stawały się nadmiernie wielkie. (Całkowity rozrzut wszystkich strzałów na Paryż wynosił 26 km wobec 11 km długości Paryża). Razem oddano ze wszystkich dział 303 strzały, z czego tylko 183 strzały padły w obręb Paryża, zabijając 256 osób i raniąc 620 (w tym 88 osób zabitych i 68 rannych od jednego strzału, który padł w kościół St. Gervais w czasie nabożeństwa).

Ogólnie biorąc, skutki ostrzeliwania Paryża przez Niemców autor ocenia pod względem materialnym jako nikłe, pod względem moralnym jako stosunkowo b. małe.

Ciekawie przedstawia się sprawa należytego zabezpieczenia i zamaskowania dział przeciwparyskich. Jak już wówczas obawiano się przede wszystkim obserwacji lotniczej nieprzyjaciela wskazuje fakt, że strzelano z tych armat tylko w dni pochmurne i mgliste. Ponadto dla zamaskowania od podsłuchu równocześnie ze strzałami „paryskimi" strzelano z ok. 60 armat różnego kalibru, ustawionych w sąsiedztwie armat przeciwparyskich. Niemniej jednak wykryto nieomal w ciągu 1 doby stanowisko pierwsze za pomocą podsłuchu, o czym świadczy trafny strzał francuski, zabijający paru ludzi obsługi niemieckiej.

Autor w zakończeniu wysnuwa wnioski na przyszłość, w których, negując opłacalność dalekonośnego strzelania artyleryjskiego wobec obecnego postępu lotnictwa, które umożliwia „dowożenie" na prawie dowolne odległości bomb o zawartości materiału wybuchowego, dochodzącej do 60%, zaznacza jednak, że wojna może zawsze wytwarzać sytuacje niespodziewane, wymagające rozwiązań sposobami choćby najmniej ekonomicznymi.

Jeśli sobie wyobrazić sytuację dział przeciwparyskich przeniesionych z r. 1918 do czasów obecnych, to można tu jeszcze dodać, że wobec nowoczesnego lotnictwa ich samoobrona, której wówczas prawie nie miały, musiałaby być znacznie podniesiona przez zastosowanie dużej ilości armat przeciwlotniczych i własnych lotników. *H. S.*

DZIENNIK ROBÓT UCZNIA RZEMIEŚLNICZEGO. Nakładem Przysposobienia Zawodowo - Gospodarczego, Warszawa, Marszałkowska 17 m. 2.

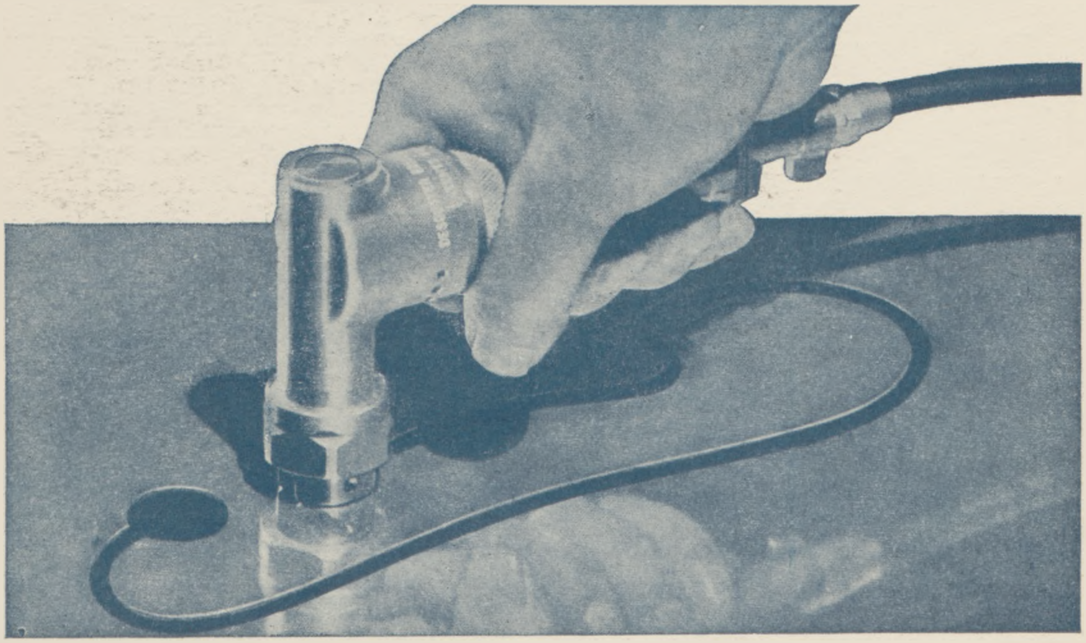
Wydany Dziennik Robót stoi na dużo wyższym poziomie, niż podobne wydawnictwa zagraniczne, i jest przy tym o wiele tańszy, koszt bowiem jednego dziennika wynosi za egzemplarz z dodanymi tablicami norm 1 zł, bez dodatków zaś — 50 gr. Dodatki oprawione w okładkę Dziennika zawierają dział wzorcowy, w którym uczeń znajduje szereg najczęściej używanych norm, opisy i wzory wykonywania prac, przepisy prowadzenia dziennika robót oraz przepisy zachowania się podczas pracy i poza nią.

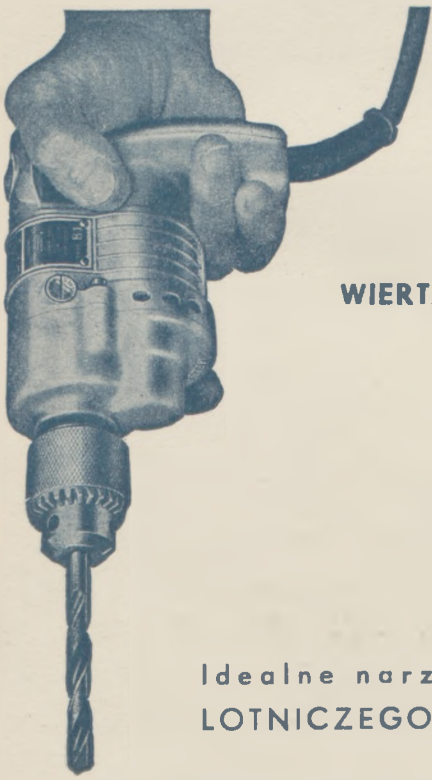
Dziennik Robót wydany nakładem Przysposobienia Zawodowo-Gospodarczego uzyskał aprobatę Min. W. R. i O. P., Związku Izb Rzemieślniczych, Stowarzyszenia Inżynierów Mechaników Polskich oraz został zalecony do stosowania przez Ministerstwo Spraw Wojskowych.

Podobne dzienniki są szeroko stosowane zagranicą, a w Niemczech stanowią wymóg ustawowy przy szkoleniu rzemieślników.

533 Zakłady Drukarskie Wacława Piekarniaka, Warszawa, Dobra 58, tel. centr. 6-44-59, zec. 5-92-40.

Spis ogłoszeń







PZL